

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

**Факультет інформатики та обчислювальної техніки
Кафедра технічної кібернетики**

«На правах рукопису»
УДК 004.045

До захисту допущено:
Завідувач кафедри
_____ Ігор ПАРХОМЕЙ
«__» _____ 2020 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

**за освітньо-професійною програмою «Інформаційне забезпечення
робототехнічних систем»**

зі спеціальності 126 «Інформаційні системи та технології»

**на тему: «Система керування роботизованим аеродинамічним апаратом на
новітній елементній базі»**

Виконав:

студент II курсу, групи ІК-91мп
Курило Ростислав Олегович _____

Керівник:

доцент, к.т.н.,
Пархомей Ігор Ростиславович _____

Консультант з нормоконтролю:

доцент, к.т.н., доц.,
Пасько Віктор Петрович _____

Рецензент:

Засвідчую, що у цій магістерській
дисертації немає запозичень з праць
інших авторів без відповідних посилань.
Студент _____

Київ – 2020 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Факультет інформатики та обчислювальної техніки

Кафедра технічної кібернетики

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – 126 «Інформаційні системи та технології»

Освітньо-професійна програма «Інформаційне забезпечення робототехнічних систем»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Ігор ПАРХОМЕЙ

«___» _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту
Курило Ростиславу Олеговичу

1. Тема дисертації «Система керування роботизованим аеродинамічним апаратом на новітній елементній базі», науковий керівник дисертації Пархомей Ігор Ростиславович доцент, к.т.н., затверджені наказом по університету від «26» жовтня 2020р. № 3132-с
2. Термін подання студентом дисертації 23.11.2020 р.
3. Об'єкт дослідження – процес побудови системи керування роботизованим аеродинамічним апаратом.
4. Вихідні дані: Роботизована аеродинамічна платформа.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити: Виконати огляд літератури з теми дослідження. Виконати аналіз способів керування аеродинамічною платформою; Представити розробку системи керування роботизованою аеродинамічною платформою; Виконати моделювання процесу функціонування системи управління роботизованою аеродинамічною платформою.
6. Перелік графічного (ілюстративного) матеріалу: структурна схема системи керування аеродинамічною платформою; алгоритм керування аеродинамічною платформою, імітаційна модель процесу функціонування системи управління.

7. Консультанти розділів дисертації

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
Перевірка на співпадіння	доцент Лісовиченко О. І.		
Нормоконтроль	доцент Пасько В.П.		

8. Дата видачі завдання

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Строк виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Підбір літератури з теми дослідження	01.09.2020-10.09.2020	
2	Аналіз предметної області	10.09.2020-01.10.2020	
3	Огляд основних проблем та шляхів вирішення	01.10.2020-15.10.2020	
4	Розробка, моделювання, та аналіз системи	15.10.2020-01.11.2020	
5	Написання пояснювальної записки	01.11.2020-23.11.2020	
6	Розробка стартап-проекту	23.11.2020-31.11.2020	
7	Нормоконтроль		
8	Перевірка на співпадіння		
9	Захист		

Студент

(підпис)

Ростислав КУРИЛО

(ініціали, прізвище)

Науковий керівник дисертації

(підпис)

Ігор ПАРХОМЕЙ

(ініціали, прізвище)

Антоація

Робота містить 80 сторінок, 32 рисунків, 15 таблиць, 6 додатків. Було використано 17 джерела.

Мета роботи: розробка і дослідження системи керування аеродинамічним апаратом.

Об'єкт дослідження: процес побудови системи керування роботизованим аеродинамічним апаратом

Предмет дослідження: аеродинамічна роботизована платформа.

В наведеній магістерській дисертації виконано розробку системи управління роботизованою аеродинамічною платформою. Розглянуті принципи побудови систем керування сучасними платформами, представлена архітектура коптерів. Виконано огляд літератури з теми дослідження, в якому розглянуті перспективні розробки систем управління сучасними аеродинамічними платформами. Наведено актуальність вдосконалення існуючих систем управління.

В роботі представлено систему керування аеродинамічною платформою, наведено алгоритм керування. Виконано оцінку ефективності функціонування роботизованого аеродинамічного апарату. Наведено результати оцінки стартап-проекту.

Ключові слова: роботизована платформа, система керування, моделювання, аеродинаміка, побудова.

ABSTRACT

The work contains 80 pages, 32 figures, 15 tables. 17 sources were used.

Purpose: development and research of aerodynamic platform control system.

Object of research: the process of stimulating the system with a robotic aerodynamic device.

Subject of research: aerodynamic robotic platform.

In this paper, the control system of the robotic aerodynamic platform was developed. The principles of construction of control systems of modern platforms are considered, the architecture of helicopters is presented. A review of the literature on the research topic, which considers promising developments in control systems for modern aerodynamic platforms. The urgency of improving existing management systems is given.

The control system of the aerodynamic platform is presented in the work, the control algorithm is given. The estimation of efficiency of functioning of the robotic aerodynamic device is executed. The results of the evaluation of the startup project are given.

Keywords: robotic platform, control system, modeling, aerodynamics, construction.

ЗМІСТ

ВСТУП	8
1 АНАЛІЗ СПОСОБІВ КЕРУВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНИМ АПАРАТОМ	10
1.1 Принципи побудови систем керування сучасними аеродинамічними платформами	10
1.2 Перспективні розробки систем управління аеродинамічними платформами	19
1.3.Обґрунтування шляхів удосконалення системи управління аеродинамічною платформою	29
2 РОЗРОБКА СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ РОБОТИЗОВАНОЮ АЕРОДИНАМІЧНОЮ ПЛАТФОРМОЮ	31
2.1 Розробка структури системи управління роботизованою аеродинамічною платформою	31
2.2.Розробка алгоритму керування роботизованою аеродинамічною платформою	38
2.3 Пропозиції щодо технічної реалізації системи управління роботизованою аеродинамічною платформою	42
3 ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОСТІ ФУНКЦІОНУВАННЯ РОБОТИЗОВАНОГО АЕРОДИНАМІЧНОГО АПАРАТУ	53
3.1 Моделювання процесу функціонування системи управління роботизованою аеродинамічною платформою	53
3.2.Оцінка показників ефективності системи управління роботизованою аеродинамічною платформою в різних умовах функціонування	58
4 РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП-ПРОЕКТУ	67
4.1 Можливості запуску проекту	67
4.2 Технологічний аудит	68
4.3 Розроблення ринкової стратегії проекту	68
4.4 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту	74
4.5 Висновки до розділу	76
ВИСНОВКИ	77
ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ	79

ВСТУП

Актуальність теми. В даний час широке поширення і бурхливий розвиток отримали платформи з числом несучих гвинтів від чотирьох до восьми. Такі БЛА можуть бути використані в широкому спектрі завдань, таких як аеро фото- і відеозйомка, повітряне патрулювання території, доставка дрібних вантажів, і багатьох інших. Особливий інтерес представляє можливість автоматизації даних завдань і мінімізація необхідності участі людини в процесі управління аеродинамічною платформою.

Будучи оснащеними супутниковими навігаційними системами GPS і ГЛОНАСС, згадані літальні апарати мають можливість автоматично підтримувати задану висоту польоту, утримуватися в точці координат і проходити заданий маршрут, однак, найбільш відповідальні процедури зльоту і посадки вимагають управління процесом з боку оператора, що не дозволяє цілком автоматизувати польотне завдання. Крім того, як показує практика, більшість аварій трапляються саме під час даних процедур через людський фактор. Тому необхідне рішення, здатне самостійно розраховувати траєкторію з подальшим зниженням і посадкою, а також зворотну процедуру зльоту аеродинамічної платформи. Таким чином, завдання розробки елементів такого рішення є актуальною.

Система управління аеродинамічної платформи – це складний багатофункціональний комплекс, який є повнофункціональним засобом навігації і управління.

Комплекс забезпечує вирішення наступних завдань:

- 1) Визначення навігаційних параметрів, кутів орієнтації і параметрів руху (кутових швидкостей і прискорень);
- 2) Навігація і управління при польоті по заданій траєкторії;
- 3) Стабілізація кутів орієнтації в польоті;

4) Видача в канал передачі телеметричної інформації про навігаційні параметри, кути орієнтації;

5) Програмоване управління корисним навантаженням.

Метою написання магістерської дисертації є розробка системи управління роботизованою аеродинамічною платформою, яка побудована на сучасній елементній базі.

При написанні роботи були поставлені наступні **завдання**:

1. Виконати огляд літератури з теми дослідження. Виконати аналіз способів керування аеродинамічною платформою;

2. Представити розробку системи керування роботизованою аеродинамічною платформою

3. Виконати моделювання процесу функціонування системи управління роботизованою аеродинамічною платформою.

Об'єкт дослідження: процес побудови системи керування роботизованим аеродинамічним апаратом

Предмет дослідження: аеродинамічна роботизована платформа.

Методи дослідження: аналізу, порівняння, імітаційного моделювання.

Наукова новизна отриманих результатів полягає у розробці системи керування роботизованою аеродинамічною платформою в середовищі PX4 та побудові імітаційної моделі для дослідження обробки сигналів у середовищі Matlab/Simulink.

Практичне значення одержаних результатів: розроблену систему керування аеродинамічною роботизованою платформою можна використовувати для реальних моделей, які призначені для доставки вантажу.

1 АНАЛІЗ СПОСОБІВ КЕРУВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНИМИ АПАРАТАМИ

1.1 Принципи побудови систем керування сучасними аеродинамічними платформами

Системи керування сучасними аеродинамічними платформами безпосередньо залежать від математичної моделі платформи, габаритних розмірів та характеристик [1].

В межах даного розділу роботи розглянемо принципи побудови систем керування сучасними аеродинамічними платформами.

В роботі [2] зазначено, що існують різноманітні підходи для розробки систем керування.

При побудові систем управління на основі нечітких алгоритмів керування використовуються різні висловлювання – розповідні речення мови, які можуть бути істинними або помилковими [3].

Нечітка логіка вивчає логічні операції над висловлюваннями, в яких фігурують лінгвістичні змінні і нечіткі множини. Причому, логічні операції в нечіткій логіці служать для отримання з декількох простих, вихідних, висловлювань одного, більш складного висловлювання.

Але якщо в булевій математиці істинність або хибність того чи іншого висловлювання прийнято позначати числами 1 і 0, то в нечіткій логіці кожне висловлювання (вихідне або утворене за допомогою логічної операції) характеризується істинними значеннями у всьому інтервалі від нуля до одиниці

Мета процесу польоту за маршрутом полягає в чіткому позиціонуванні платформи в просторі і мінімальному відхиленні від заданої траєкторії, тобто позиціонування по просторовим координатам X , Y , Z .

Структурна схема системи управління представлена на рис. 1.1.

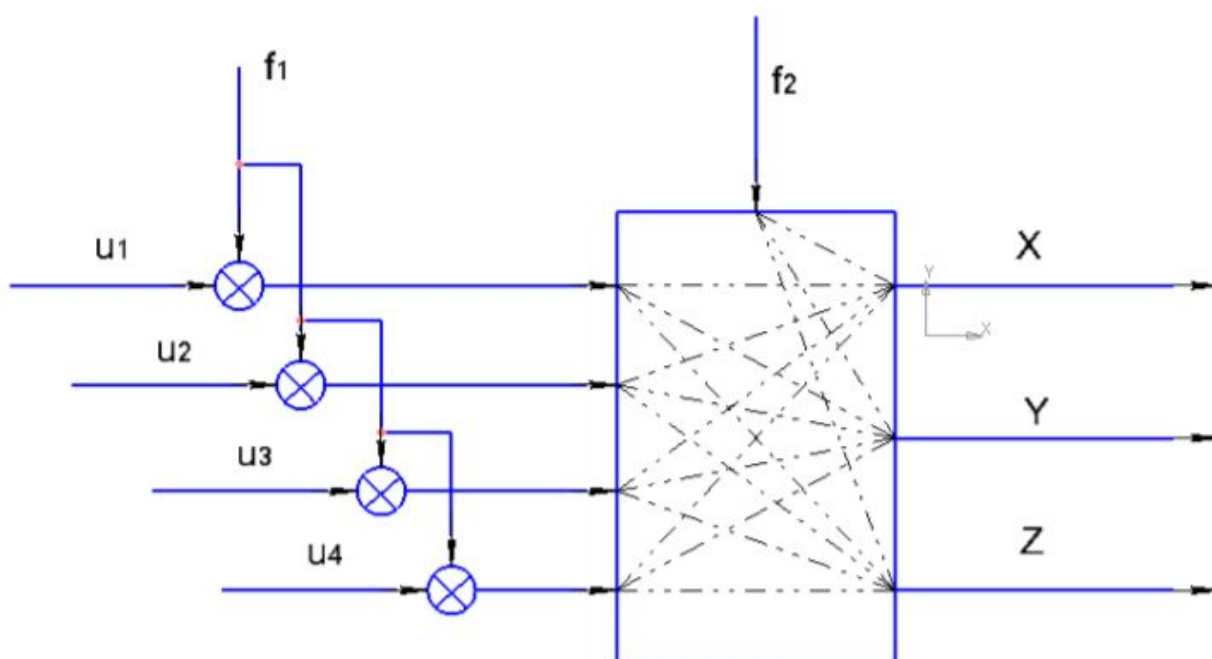


Рис.1.1. Структурна схема системи управління аеродинамічною платформою

В роботі [4] представлена система управління руху квадрокоптера, яка заснована на зовнішніх збурень.

Математична модель об'єкта управління спирається на закони фізики. На квадрокоптер діють такі фізичні аспекти як, аеродинаміка, моменти інерції, крутний момент, сила тяжіння, гіроскопічний ефект (рис. 1.2).

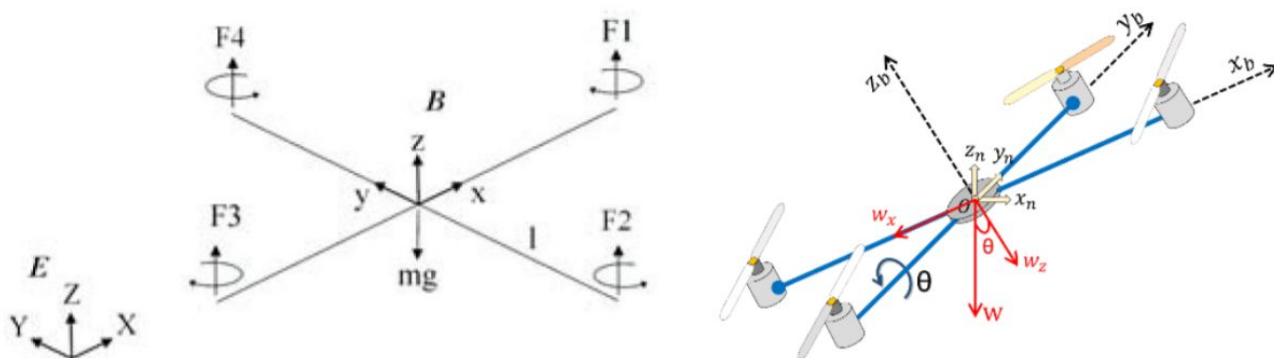


Рис.1.2. Сили, які впливають на квадрокоптер

Розглянемо приклад побудови математичної моделі. Модель квадрокоптера як об'єкта управління представлена на рис. 1.4.

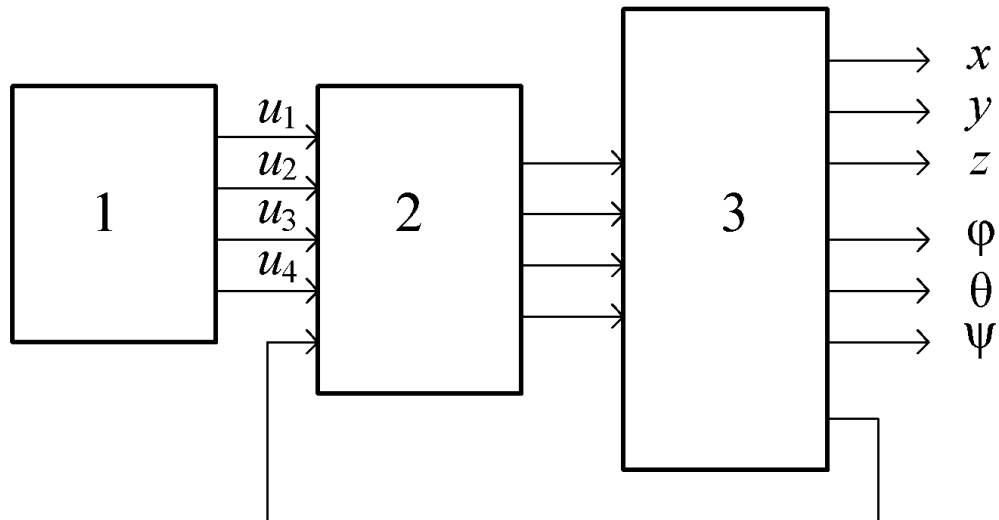


Рис.1.4. Узагальнена схема моделі

Модель складається з трьох блоків:

- 1 – командний блок завдання руху,
- 2 – блок моделі двигунів з гвинтами,
- 3 – блок моделі руху квадрокоптера.

Вихідними сигналами моделі є координати польоту і кути Ейлера.

Рівняння руху представляються в нерухомій інерціальній системі, а аеродинамічні сили, моменти і сигнали бортових датчиків описуються в зв'язаній системі координат, перехід від нерухомої системи координат до рухомої здійснюється за допомогою матриці повороту, яка є композицією трьох матриць повороту навколо кожної осі:

$$R = \begin{pmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \theta & \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{pmatrix} \quad (1.1)$$

Нехай у приводах гвинтів використовуються електродвигуни постійного струму незалежного збудження, схема заміщення якого показана на рис. 1.5.

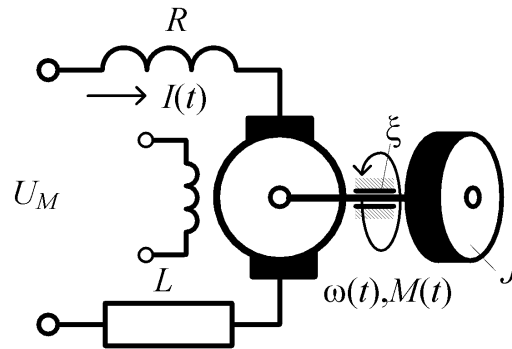


Рис.1.5. До визначення математичної моделі двигунів квадрокоптера

Змінними і параметрами моделі відповідно є:

$I(t)$ – струм в якірного ланцюга;

$\omega(t)$ – частота обертання валу двигуна;

J – момент інерції навантаження, приведений до валу двигуна, кгм^2 ;

ξ – коефіцієнт в'язкого тертя;

k_E – коефіцієнт електрорушійної сили, $\text{Нд} / \text{рад}$;

k_M – коефіцієнт навантаження, $\text{Нм} / \text{А}$;

$M(t)$ – рушійний момент, Нм ;

R – опір якірного ланцюга, Ом ;

L – індуктивність якірного ланцюга, Гн .

У цих умовах математична модель двигунів набирає вигляду

$$\begin{aligned} J\dot{\omega} + \xi\omega &= k_M I, \\ \dot{L}I + RI + k_E\omega &= U_M. \end{aligned} \quad (1.2)$$

Тепер визначається величина тяги, яку розвиває i -й гвинт квадрокоптера

$$F_i = K\omega_i^2, i = \overline{1,4}, K = c_T \rho S r^2, \quad (1.3)$$

де K – коефіцієнт сили тяги гвинта;

c_T – коефіцієнт підйомної сили;

ρ – щільність повітря;

S – площа диска, яку утворює при обертанні пропелер;

r – радіус ротора гвинта.

Величина сили тяги $F = \sum_{i=1}^4 F_i$ в рухомій системі координат визначається за допомогою матриці переходу (1.1) від нерухомої системи до рухомої

$$F_E = RF. \quad (1.4)$$

Система рівнянь, що описує рух в рухомій системі координат Ейлера має вигляд

$$\begin{aligned} \phi &= \frac{l}{J_1}(F_2 - F_4), \\ \theta &= \frac{l}{J_2}(F_3 - F_1), \\ \psi &= \frac{l\sigma}{J_3}(F_1 - F_2 + F_3 - F_4), \end{aligned} \quad (1.5)$$

де l – відстань від центру рами квадрокоптера до осі будь-якого двигуна;

$J_i, i = \overline{1,4}$ – моменти інерції щодо осей x, y, z відповідно;

σ – масштабний коефіцієнт.

Введемо змінні управління: u_1 – результуюча нормована тяга; u_2, u_3, u_4 – керуючі функції для крену, тангажу і ролу відповідно.

$$\begin{aligned} u_1 &= \frac{1}{m} \sum_{i=1}^4 F_i, \\ u_2 &= \frac{1}{J_1}(F_2 - F_4), \\ u_3 &= \frac{1}{J_2}(F_3 - F_1), \\ u_4 &= \frac{1}{J_3}(F_1 - F_2 + F_3 - F_4), \end{aligned} \quad (1.6)$$

Тепер модель руху квадрокоптера в нерухомій системі координат набуває вигляду

$$\begin{aligned}\dot{x} &= u_1 (\cos \varphi \sin \theta \cos \psi + \sin \varphi \sin \theta), \\ \dot{y} &= u_1 (\cos \varphi \sin \theta \sin \psi - \sin \varphi \sin \psi), \\ \dot{z} &= u_1 \cos \varphi \cos \theta + (g_r(z) - g).\end{aligned}\quad (1.7)$$

І в рухомій системі координат Ейлера

$$\dot{\varphi} = u_2 l, \ddot{\theta} = u_3 l, \ddot{\psi} = u_4 l. \quad (1.8)$$

Відомо, що керований рух твердого тіла навколо його центру маси описується рівняннями:

$$\begin{aligned}J_x \dot{\omega}_x &= (J_y - J_z) \omega_y \omega_z + M_x; \\ J_y \dot{\omega}_y &= (J_z - J_x) \omega_x \omega_z + M_y; \\ J_z \dot{\omega}_z &= (J_x - J_y) \omega_x \omega_y + M_z,\end{aligned}\quad (1.9)$$

в яких: $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекції на відповідні осі нерухомої системи координат кутової швидкості;

J_x, J_y, J_z – моменти інерції щодо відповідних осей нерухомої системи координат;

M_x, M_y, M_z – проекції рушійного моменту M на відповідні осі.

Рушійний момент складається з моментів M_B , створюваних гвинтами і гіроскопічних моментів, створюваного двигунами $M_{ГД}$ і гвинтами $M_{ГВ}$ так, що його проекції визначаються співвідношеннями

$$\begin{aligned}M_x &= M_{Bx} + M_{ГДx} + M_{ГВx}; \\ M_y &= M_{By} + M_{ГДy} + M_{ГВy}; \\ M_z &= M_{Bz},\end{aligned}\quad (1.10)$$

В ЯКИХ

$$\begin{aligned}M_{Bx} &= l(F_3 - F_1); \\M_{By} &= l(F_2 - F_4); \\M_{Bz} &= l(F_2 + F_4 - F_1 - F_3),\end{aligned}\tag{1.11}$$

i

$$\begin{aligned}M_{\Gamma Dx} &= J_P \omega_y (\omega_1 + \omega_3 - \omega_2 - \omega_4): \\M_{\Gamma Dy} &= J_P \omega_x (\omega_2 + \omega_4 - \omega_1 - \omega_3): \\M_{\Gamma Bx} &= J_B \omega_y (\omega_1 + \omega_3 - \omega_2 - \omega_4): \\M_{\Gamma By} &= J_B \omega_x (\omega_2 + \omega_4 - \omega_1 - \omega_3),\end{aligned}\tag{1.12}$$

J_P, J_B – моменти інерції ротора двигуна і гвинта відповідно,

$\omega_i, i = \overline{1,4}$ частоти обертання двигунів.

Тепер на додаток до рівнянь руху (1.4) можна додати кінематичні рівняння Ейлера, що показують як змінюються кути Ейлера в залежності від проекцій кутової швидкості руху:

$$\begin{aligned}\dot{\varphi} &= \omega_x \cos \theta - \omega_z \sin \theta; \\ \dot{\psi} &= (\omega_x \sin \theta + \omega_y \cos \theta) \frac{1}{\cos \varphi}; \\ \dot{\theta} &= \omega_y + (\omega_x \sin \theta + \omega_y \cos \theta) \operatorname{tg} \varphi.\end{aligned}\tag{1.13}$$

Приклад системи керування для розглянутого прикладу представлений на рис. 1.3.

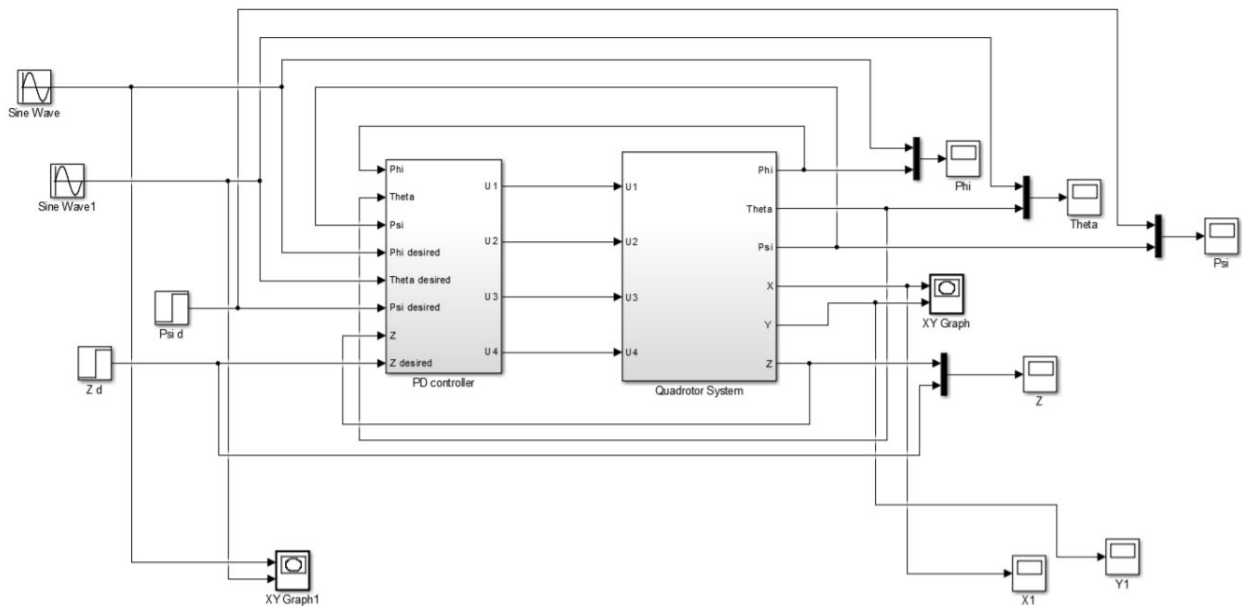


Рис.1.3. Приклад системи керування аеродинамічною платформою

Таким чином, існують різні системи управління, які засновані на різних методах і моделях. До того ж система керування сильно залежить від застосовуваних двигунів [4]. Наприклад, у мультикоптера часто використовуються пропелери фіксованого кроку, тому управління рухом транспортного засобу досягається за рахунок зміни відносної швидкості кожного двигуна.

Радіокеровані Мультикоптери стають все більш популярними для аерофотозйомки і топографічної зйомки.

Є багато типів Мультикоптер. Зазвичай вони класифікуються за кількістю використовуваних двигунів, наприклад, тримоторний мультикоптер називається трикоптером, а конфігурація також може позначатися як Y3.

Кількість двигунів і конфігурація впливають на льотні характеристики, і у кожного з них є свої переваги. Наприклад, чим більше двигунів, тим більше потужність і вантажопідйомність, а значить, можна нести більше корисного навантаження. Більше двигунів також означає краще резервування на випадок відмови двигуна. Але зворотна сторона – зниження енергоефективності та збільшення витрат на придбання додаткового обладнання та обслуговування.

Незалежно від типу коптера, архітектура систем керування однакова і складається з апаратної і програмної частини.

Для забезпечення поставлених завдань як у військовій сфері (розвідка, виконання небезпечних для особового складу завдань, тренування особового складу (мішені)), так і в цивільній (аерофотозйомка та картографування, оперативне прогнозування та оцінка наслідків надзвичайних ситуацій, моніторинг об'єктів промисловості і природних комплексів і т.д.) корисне навантаження містить пристрої отримання інформації, супутникові системи, пристрої обміну командною інформацією і т.д.

Спрощена архітектура системи керування аеродинамічною платформою представлена на рис. 1.4.



Рис.1.4. Спрощена архітектура системи керування аеродинамічною платформою

Приклад архітектури програмного комплексу представлений на рис. 1.5.

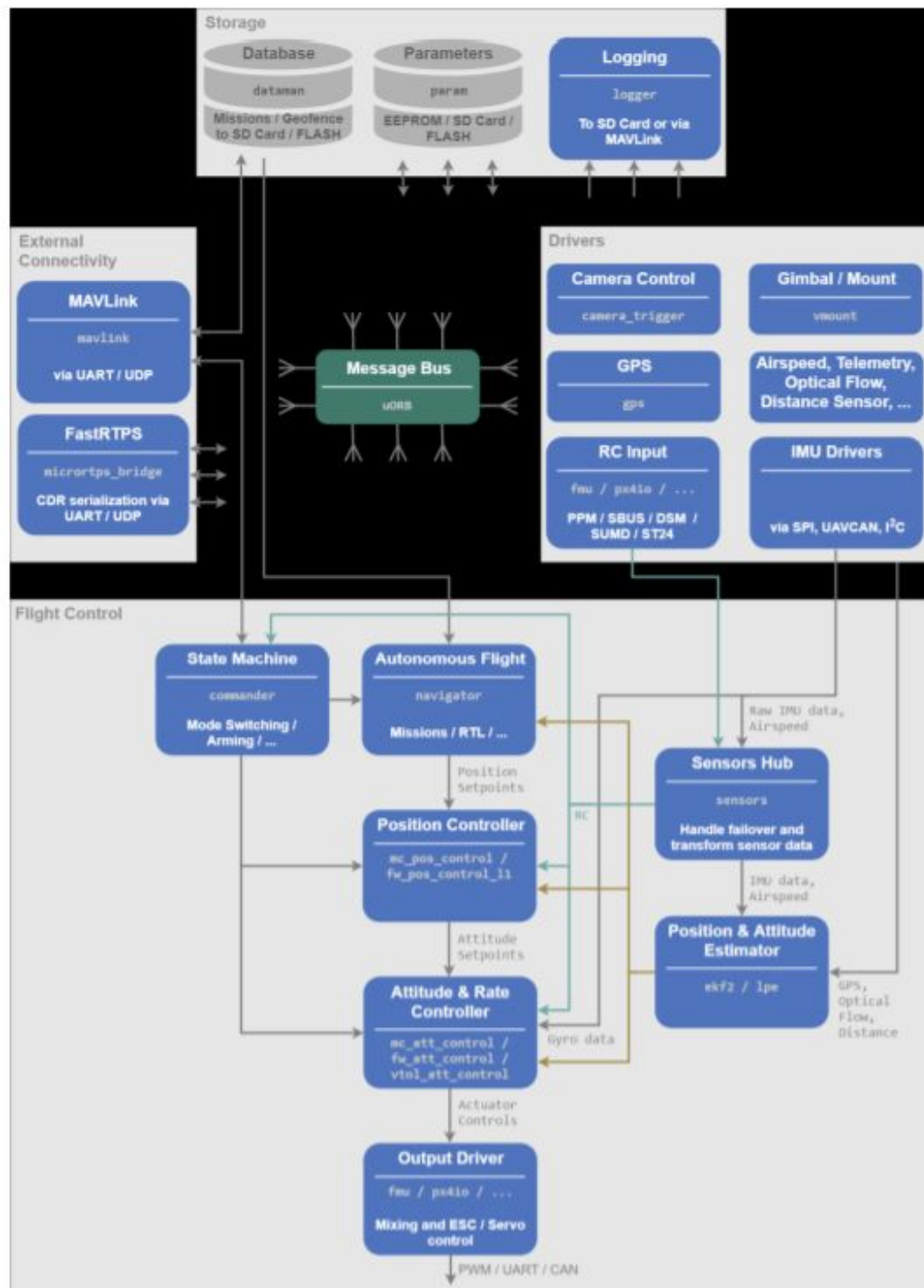


Рис.1.5. Приклад архітектури програмного комплексу

Програмна складова аеродинамічної платформи найчастіше містить в собі програмне забезпечення (firmware) для польотного контролера, а також програмне забезпечення, яке реалізоване безпосередньо виробником (модуль зв'язку, модуль GPS, модуль драйвера роторів).

Апаратна складова найчастіше включає в себе наступні модулі (блоки):

- Модуль керування та навігації (прокладання маршруту по GPS, алгоритм стабілізації, керування модулями драйвера);
- Модуль медіа (відеокамера);
- Модуль зв'язку з наземною станцією;
- Модуль живлення (керування зарядкою батареї, моніторинг заряду, розподілення живлення на решту модулів);
- Модуль драйвера роторів.

1.2 Перспективні розробки систем управління аеродинамічними платформами

В межах даного розділу розглянемо перспективні розробки систем управління сучасними аеродинамічними платформами.

В роботі [5] представлена система управління аеродинамічною платформою, де БПЛА застосовується в сільському господарстві.

В роботі вказано, що інтеграція БПЛА з інтелектуальними наземними WSN і IoT виявилася надійним і ефективним рішенням для збору, управління, аналізу і прийняття рішень.

Ключові переваги представленої в [5] системі управління полягають в зборі даних в режимі онлайн і їх передачі в центральну точку моніторингу, при ефективному управлінні мережевим навантаженням і затримкою за рахунок оптимізації траєкторій БПЛА і обробки даних на місці.

Були розглянуті два важливих аспекти співпраці: розробка траєкторій БПЛА для ефективного збору даних і реалізація ефективних алгоритмів обробки даних (консенсус і символна сукупна апроксимація) на мережевому рівні для передачі відповідних даних.

Експерименти проводилися в румунському науково-дослідному інституті, де розробляються різні культури і методи. Результати показують, що спільний підхід UAV-WSN-IoT підвищує продуктивність як в точному, так і в екологічному сільському господарстві. Результати демонструють, що сучасний

спільний підхід UAV - WSN - IoT збільшує продуктивність як в точному землеробстві, так і в екологічному сільському господарстві.

Концепція такої системи управління представлена на рис. 1.6.

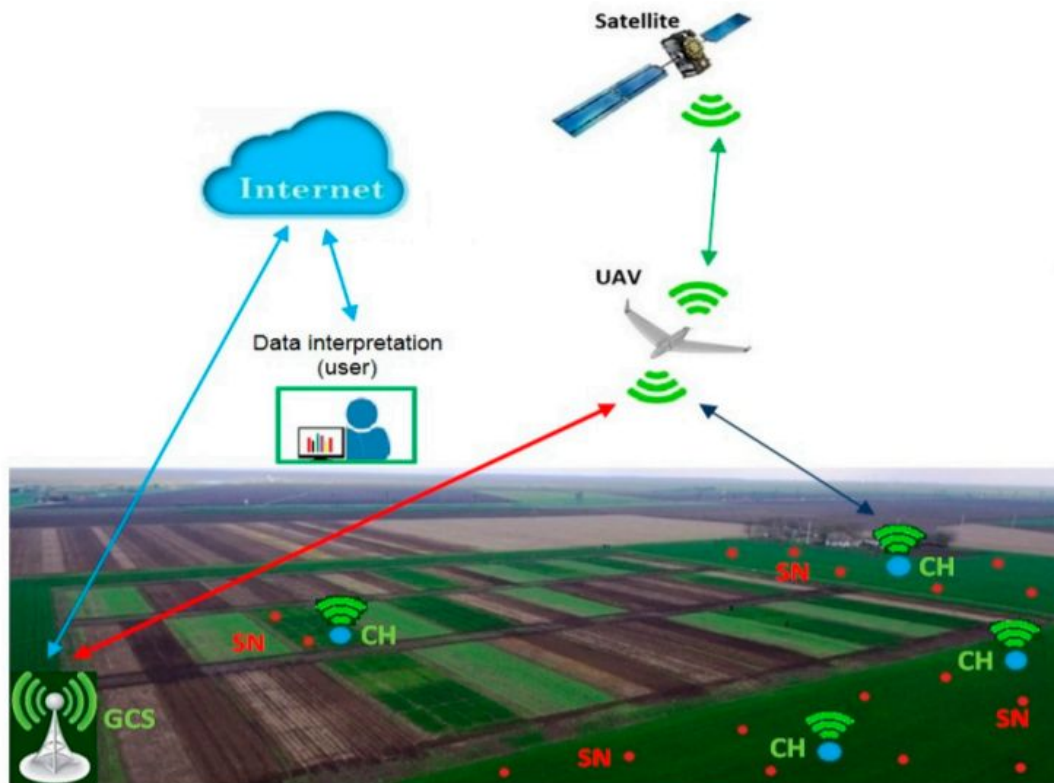


Рис.1.6. Концепція системи управління

Для проектування надійної і стійкої великомасштабної системи моніторингу з використанням системи керування необхідно спочатку перевірити вимоги. Основними проблемами для таких спільних систем вважалися: виявлення зони покриття відповідно до цілей місії, покриття зв'язку гібридною системою БПЛА-WSN з використанням різних типів радіоліній, від малопотужних, з низькою швидкістю передачі даних до високої пропускної здатності на великі відстані. для потокової передачі, енергоефективності і, що важливо, ефективності обчислень.

Децентралізована архітектура для моніторингу полів посівів, описана в [5], призначена для вирішення проблем, згаданих вище, і для обліку моделей генерації даних на рівні поля. У той час як пропоновані механізми об'єднання даних і обробка централізованих польових даних дозволяють зменшити обсяг

даних і забезпечити потік інформації до рівня подій, до потоку даних додається додатковий проміжний рівень, щоб досягти сервера.

Алгоритм роботи системи керування представлений на рис. 1.7.

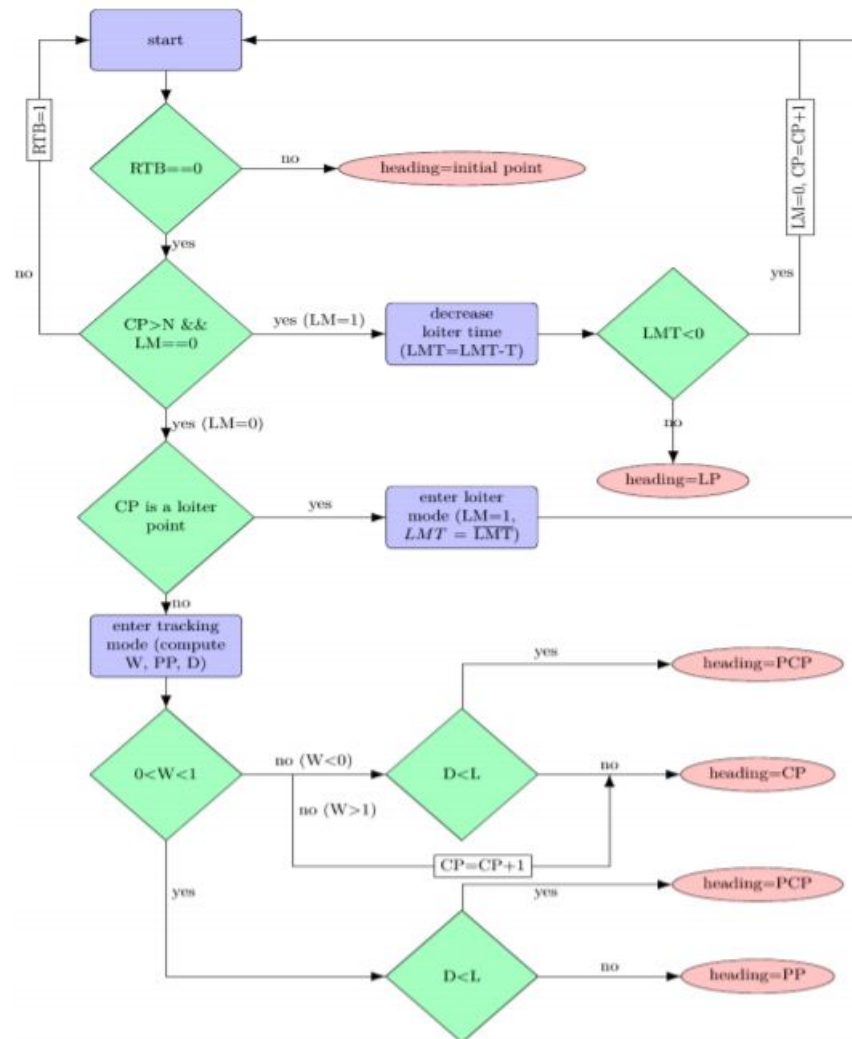


Рис.1.7. Алгоритм роботи системи керування БПЛА

RTB – повернутися на базу;

CP – поточна колійна точка;

LM – режим очікування;

LMT – час, що залишився в режимі очікування;

T – постійне значення;

LP – точка очікування;

PP – точка проекції;

W – вага ПП;

D – відстань між положенням БПЛА і ПП;

PCP – точка найближчого оточення;

L – довжина вектора.

RTB – повернення на базу, прапор, який вказує, чи повинен БПЛА повернутися в початкову точку свого шляху;

LM – режим очікування, означає, що БПЛА перейшов в режим очікування;

PP – точка проекції, отримана шляхом проектування поточного становища на опорну лінію поточного сегмента, від якої W – вага PP (що означає, чи знаходиться PP всередині сегмента, зліва чи справа) і D – відстань між положеннями БПЛА і PP;

PCP – точка найближчого оточення (перетин між колом близькості і поточним сегментом);

LP – точка очікування розраховується таким чином, що БПЛА відстежує коло очікування.

Робота [5] являє собою значне розширене дослідження [6] з додатковими деталями, що стосуються відстеження траєкторії БПЛА і реалізації програмних інтерфейсів планування шляху підтримки, а також ілюстративних прикладів планування шляху.

З оброблення даних та розгортання мережі наземних датчиків результати додатково уточнюються за допомогою карт покриття, поліпшеного консенсусу і відповідних результатів вилучення даних. Методологія двоетапної обробки даних, представлена в [5], включає алгоритм для розподіленого узгодження для виправлень сенсорних вузлів, розгорнутих в польових умовах, поряд з відповідним етапом вилучення даних на основі узгоджених результатів.

Перший етап призначений для забезпечення згоди всіх суб'єктів збору даних по параметрам, які вимірюються, а також для підвищення якості даних за рахунок обмеження ефекту від відправки помилкових показань датчика в висхідному напрямку.

Другий етап спрямований на оптимізацію часу збору даних на інтерфейсі між головою кластера і БПЛА, що діє як «мул» даних. На основі стисненого

уявлення сегментів SAX результати можуть бути розширені і додатково оброблені на рівні прийняття рішень в хмарі.

Потенційні недоліки інтегрованої системи пов'язані з підвищеною складністю багаторівневої обробки даних, зв'язку та обмежень функціональної сумісності між повітряною платформою і наземними датчиками.

В роботі [7] наведено структурну схему системи керування, яка представлена на рис. 1.8.

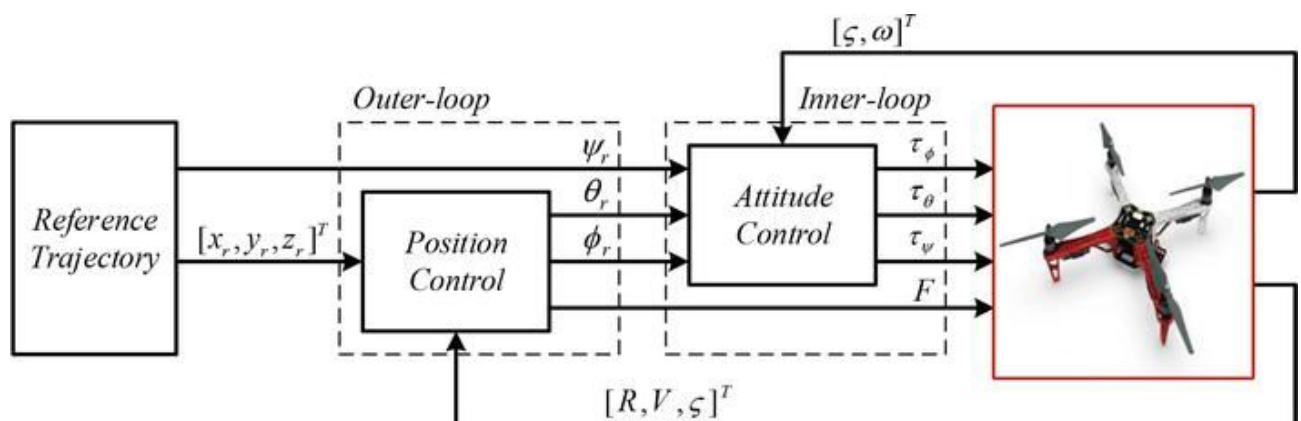


Рис.1.8. Структурна схема системи керування [7]

В даній роботі досліджувались нелінійні підходи до систем керування за допомогою середовища імітаційного моделювання Matlab/Simulink.

Для моделювання запропонованих нелінійних підходів в [7] час вибірки моделювання становив $T_s = 100$ мкс, і використовувався вирішувач Рунге-Кутта з фіксованим інтеграцією.

На рис. 1.8 і рис. 1.9 показана реакція системи на відстеження траєкторії. На рис. 1.8а зображена реакція системи при реалізації пропонованого підходу інтегрального зворотного кроку. На рис. 1.8 показаний відгук системи з використанням лінеаризації зворотного зв'язку з підходом LQI.

На рис. 1.8 представлена реакція системи при використанні управління ковзаючим режимом.

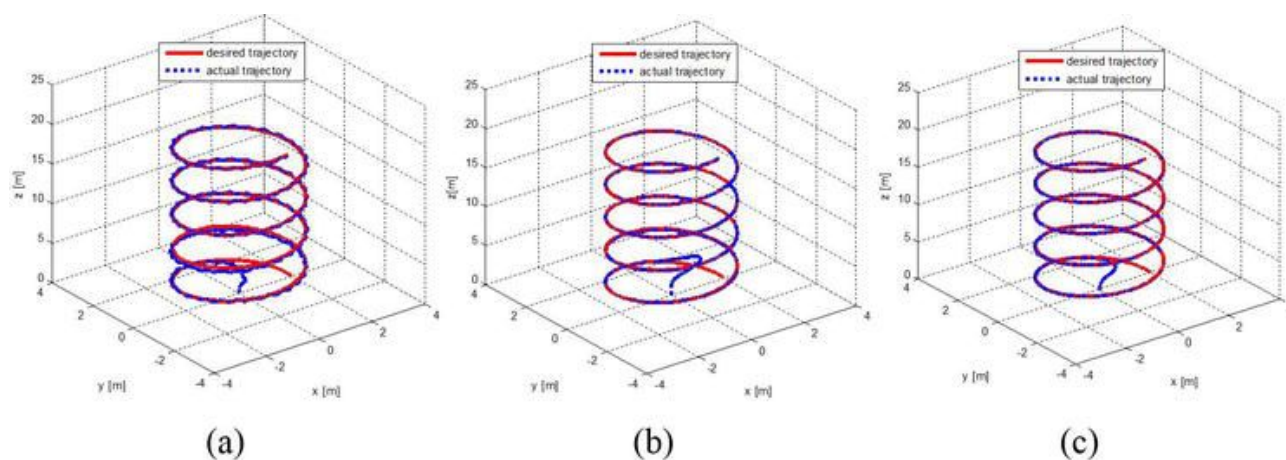


Рис.1.8. Результати моделювання [8]

Практична схема управління БПЛА наведена на рис. 1.9.

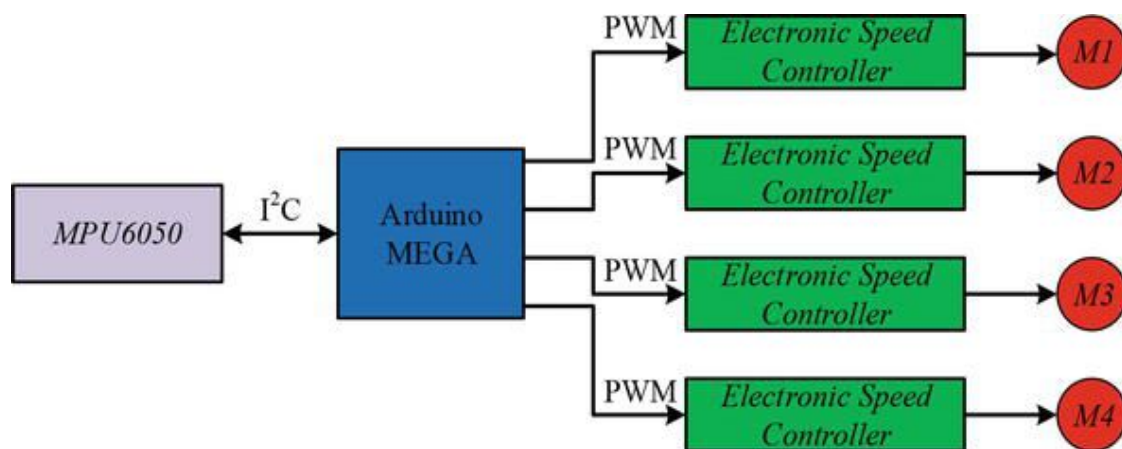


Рис.1.9. Практична схема управління БПЛА [8]

На рис. 1.10 представлені результати моделювання.

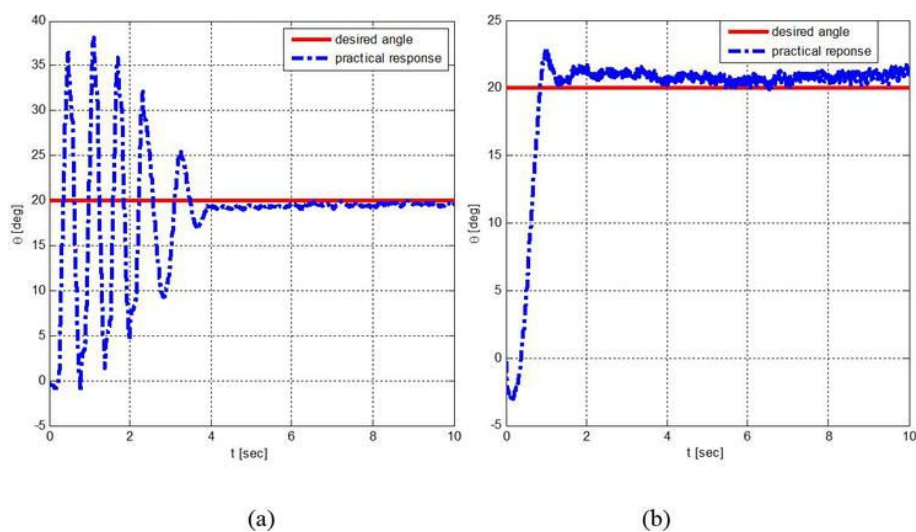


Рис.1.10. Результати моделювання

Як видно з рис. 1.10 а, при реалізації пропонованого контролера зворотного кроку була коливальна реакція для управління кутом тангажа під час перехідного стану, $\pm 20^\circ$ перерегулювання і спад. Але при реалізації запропонованого контролера LQI з підходом лінеаризації зі зворотним зв'язком, як показано на малюнку 1.10 б, були отримані високі динамічні характеристики і швидке відстеження для управління кутом тангажа.

Розроблені стратегії управління продемонстрували стійкість до невідповідності параметрів БПЛА.

Бортовий Комплекс компанії «ТеКнол» зображений на рис. 1.11 є повнофункціональним засобом навігації і управління безпілотного літального апарату (БЛА) літакової схеми.



Рис.1.11. Бортовий комплекс навігації та управління

У функціональній схемі бортового комплексу є три основних елементи:

1) Приймач СНС – GPS Trimble Lasse IQ. Здійснює визначення координат і відправляє дані в навігаційну систему.

2) Інтегрована Інерціальна Навігаційна Система – містить чутливі елементи (датчики кутових і лінійних переміщень), інтегровані в повнофункціональну інерційну навігаційну систему, коректується за даними СНС і вбудованого барометричного висотоміра. Система здійснює вимір пілотажно-навігаційних параметрів руху БЛА і передачу цих параметрів на модуль автопілота.

3) Модуль автопілота – Приймає дані, виробляє керуючі команди на підставі закладених законів управління і видає у вигляді ШІМ сигналів їх на органи управління БЛА (кермові машинки, двигун). Модуль автопілота сумісний з системою ручного управління, тобто може бути вимкнений або включений по команді.

В роботі [9] представлена схема управління, яка зображена на рис. 1.12.

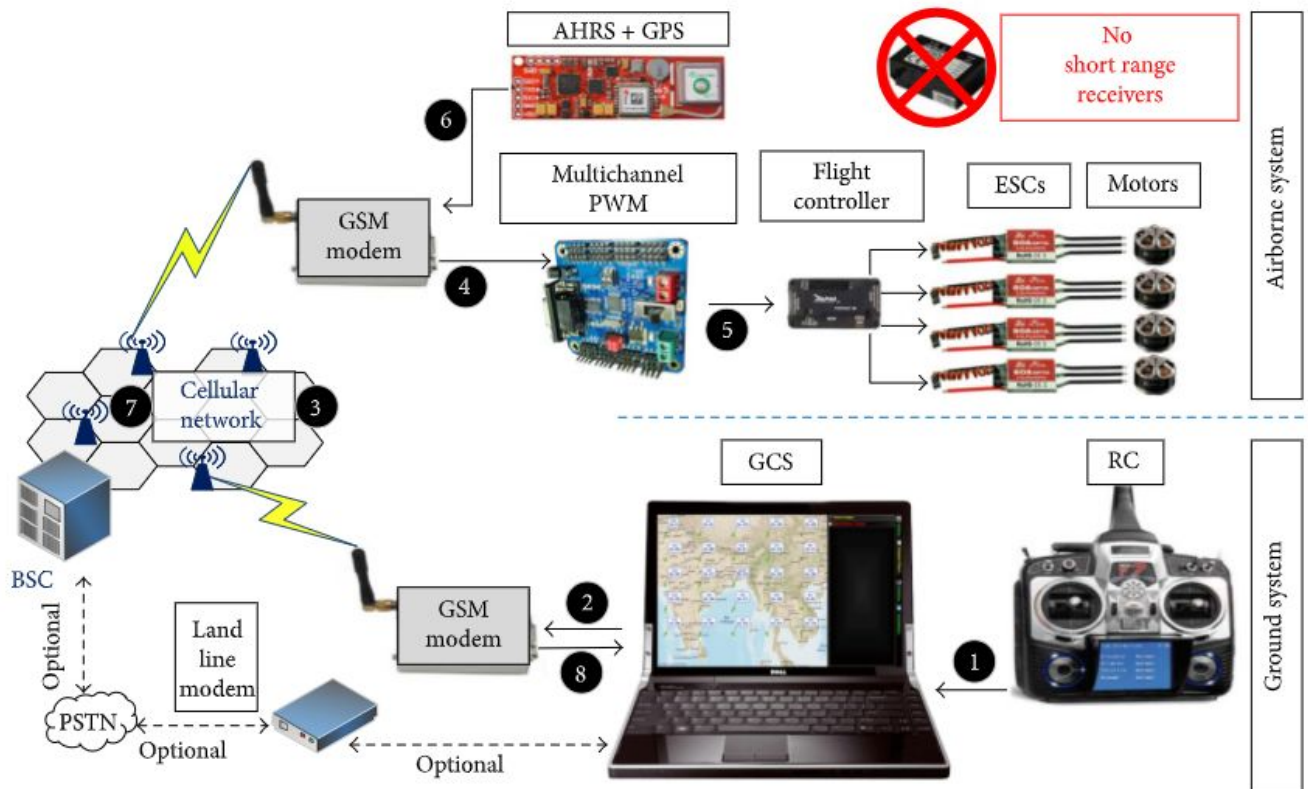


Рис.1.12. Схема управління і зв'язку БПЛА

Зображена схема управління і зв'язку складається з двох основних систем: наземної системи, що містить стандартний RC-передавач, портативний ноутбук, оснащений розробленим програмним пакетом GCS, і пристрої зв'язку (модем GSM). Бортова система складається з квадрокоптера БПЛА (двигуни, ESC і польотний контролер), інтегрованого AHRS плюс GPS, багатоканального контролера PWM і бортового GSM-модему.

На рис. 1.12 відмічені числа демонструють послідовність потоку даних пропонованої схеми, яка виглядає наступним образом.

1. Програмне забезпечення GCS фіксує команди наведення наземного пілота від підключеного RC-передавача.
2. Після переформатування команди управління вона передається на модем GSM.
3. GSM-модем передає команди в стільникову мережу бортовому модему (зв'язок по висхідній лінії зв'язку).
4. Бортовий GSM-модем відправляє дані ШІМ-контролера для генерації необхідних сигналів для польотного контролера.
5. Модуль AHRS відправляє дані вимірювань (зворотний зв'язок) бортовому GSM-модему.
6. Бортовий модем передає зворотний зв'язок в стільникову мережу для доставки в GCS (зв'язок по низхідній лінії зв'язку).
- 8 GCS управляє даними зворотного зв'язку, щоб надати наземному пілотові необхідну розширену візуалізацію.

Блок-схема управління представлена на рис. 1.13.

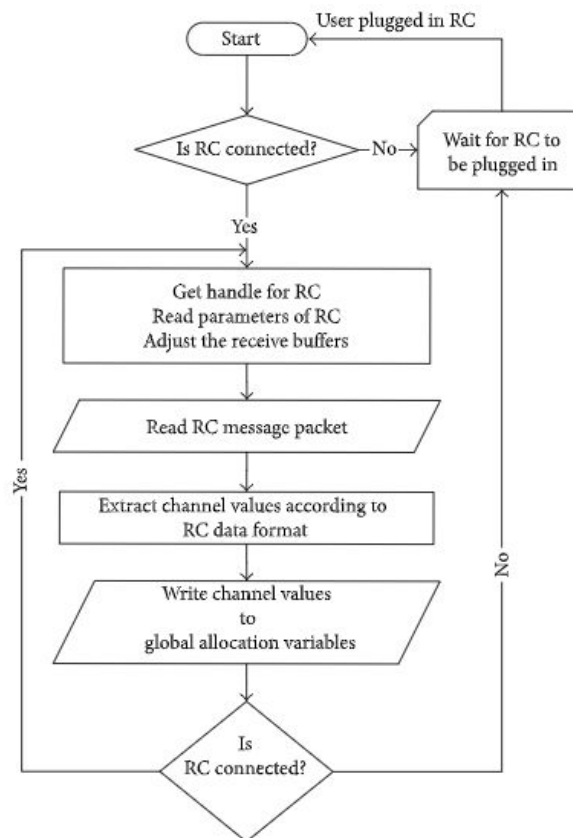


Рис.1.13. Блок-схема управління

На рис. 1.14 представлені результати моделювання.

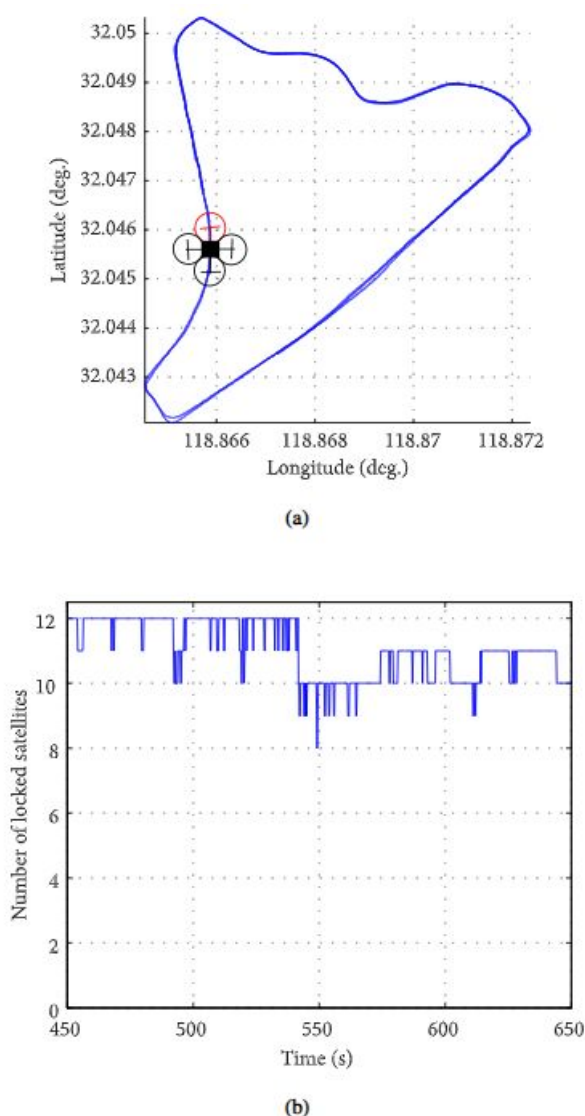


Рис.1.14. Результати моделювання

Результати моделювання в [9] показують, що GCS встановив стабільний канал передачі даних з БПЛА із середньою затримкою менше 300 мс. Більш того, розроблені програмні модулі задовольняли вимогам обробки в реальному часі, графічний інтерфейс користувача забезпечує високу функціональну точність, а модуль реєстрації даних з високою роздільною здатністю забезпечує точну і ефективну оцінку.

Льотні випробування підтверджують працездатність всієї платформи з використанням зв'язку GSM. Нарешті, оскільки розробка універсального програмного середовища має великий потенціал в найближчому майбутньому,

проілюстроване програмне рішення також може бути використано в інших безпілотних транспортних засобах з мінімальними змінами.

БПЛА з сучасними системами керування використовуються при доставці вантажів. В [10] зазначається, що 2019 рік став знаковим для прогресу в області регулювання безпілотних літальних апаратів: запуск безпілотних літальних апаратів Alphabet, Wing, здійснив свою першу поставку в штаті Вірджинія за допомогою партнерів FedEx, Walgreens і місцевого роздрібного продавця.

Wing також запустив свій перший повітряний сервіс в Австралії, який дозволяє клієнтам швидко розміщувати замовлення на їжу, каву та безрецептурні аптеки через мобільний додаток і доставляти їх прямо додому за допомогою дронів за лічені хвилини.

Тим часом, UPS стала першою в Америці загальнонаціональною Дроновою авіакомпанією, схваленою FAA. Затвердження було отримано після успішного партнерства UPS з доставки медичних дронів з Matternet в кампусі коледжу в США. Тепер UPS планує розширити свої послуги дронів для підтримки кампусів лікарень по всій країні, а в майбутньому почати доставку товарів за межі галузі охорони здоров'я [10].

1.3. Обґрунтування шляхів удосконалення системи управління аеродинамічною платформою

За результатами літературного огляду встановлено, що існуючі системи управління аеродинамічною платформою мають деякі схожі недоліки:

- висока складність багаторівневої обробки даних;
- обмеження функціональної сумісності;
- висока вартість обладнання;
- застаріла елементна база.

Одним з актуальних напрямків досліджень для БПЛА і аеродинамічних платформ є побудова системи керування на сучасній елементній базі. Дуже важливо, щоб система була надійною, портативною і максимально точною.

Конструкторські вимоги: Конструкція повинна забезпечувати зручний доступ до всіх елементів (вузлів, блоків) і швидку заміну змінних елементів (якщо це передбачено).

Конструкція виробу повинна бути технологічною і забезпечувати можливість застосування прогресивних технологічних процесів виробництва.

Конструктивно-компонувальні характеристики, форми, розміри, розміщення повинні відповідати антропометричним показникам ГОСТ.

Таким чином, удосконалення існуючих систем керування аеродинамічною платформою в межах написання магістерської дисертації будуть направлені на заміну старої елементної бази на нову, внаслідок чого зменшиться вартість необхідного обладнання.

2 РОЗРОБКА СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ РОБОТИЗОВАНОЮ АЕРОДИНАМІЧНОЮ ПЛАТФОРМОЮ

В межах даного розділу магістерської дисертації виконаємо розробку системи керування роботизованою аеродинамічною платформою. Будемо розглядати розробку БПЛА, який призначений для доставки предметів на відкритій місцевості. В якості програмного забезпечення використаємо існуюче рішення PX4, перевагами якого являються зручність і відносна простота розуміння [11].

2.1 Розробка структури системи управління роботизованою аеродинамічною платформою

Вважаючи те, що в межах магістерської дисертації використовується готове рішення ПЗ (PX4), розглянемо його архітектуру.

PX4 складається з двох основних рівнів: стек польоту – це система оцінки та управління польотом, а проміжне ПЗ – це загальний рівень робототехніки, який може підтримувати будь-який тип автономного робота, забезпечуючи внутрішній / зовнішній зв'язок і інтеграцію обладнання.

Всі планери PX4 мають єдину кодову базу (включаючи інші роботизовані системи, такі як човни, всюдиходи, підводні човни і т. д.). Вся конструкція системи є реактивною, що означає:

- Вся функціональність розділена на змінні і багаторазові компоненти;
- Зв'язок здійснюється шляхом асинхронної передачі повідомлень;
- Система може справлятися з різним робочим навантаженням.

На діаграмі нижче представлено детальний огляд блоків PX4. Верхня частина діаграми містить блоки проміжного програмного забезпечення, а нижня частина показує компоненти стека польоту.

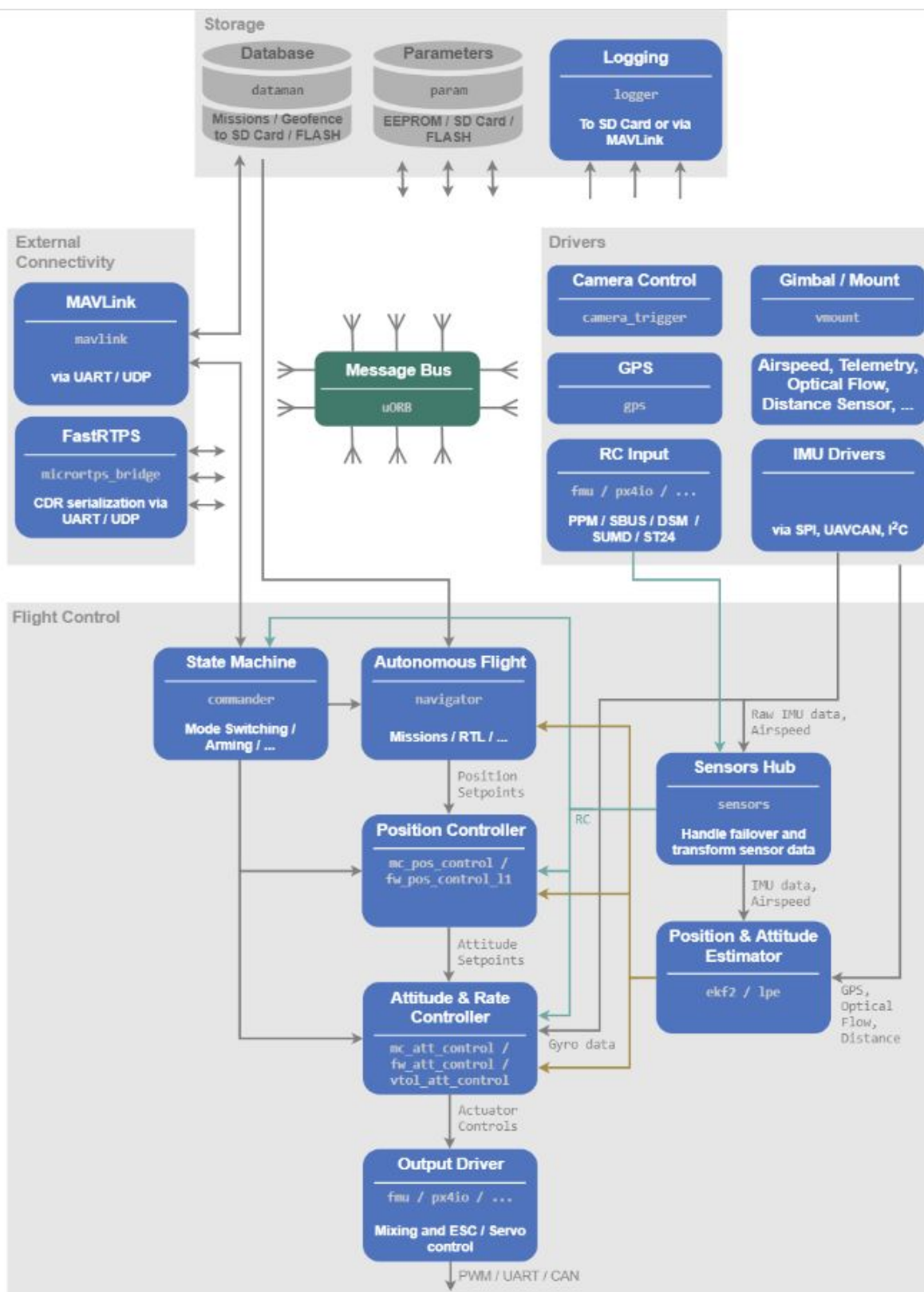


Рис.2.1. Блоки PX4

Вихідний код розбитий на автономні модулі / програми. Зазвичай будівельний блок відповідає рівно одному модулю.

Стрілки показують інформаційний потік для найбільш важливих подій між модулями. Насправді з'єднань набагато більше, ніж показано, і до деяких даних (наприклад, параметрів) звертається більшість модулів.

Модулі взаємодіють один з одним через шину повідомлень публікації-підписки з ім'ям uORB. Використання схеми публікації-підписки означає, що:

- Система реактивна – вона асинхронна і буде оновлюватися миттєво при появі нових даних;
- Всі операції і комунікації повністю паралельні;
- Системний компонент може споживати дані з будь-якого місця потоку безпечна способом.

Польотний стек – це набір алгоритмів наведення, навігації і управління для автономних дронів. Він включає в себе контролери для планера з нерухомим крилом, мультиротором і вертикальним злетом, а також оцінку орієнтації і положення.

На рис. 2.2 показаний огляд блоків стека польоту. Він містить повний список від датчиків, RC-входу і автономного управління польотом (Navigator) до двигуна або сервоуправління (Actuators).

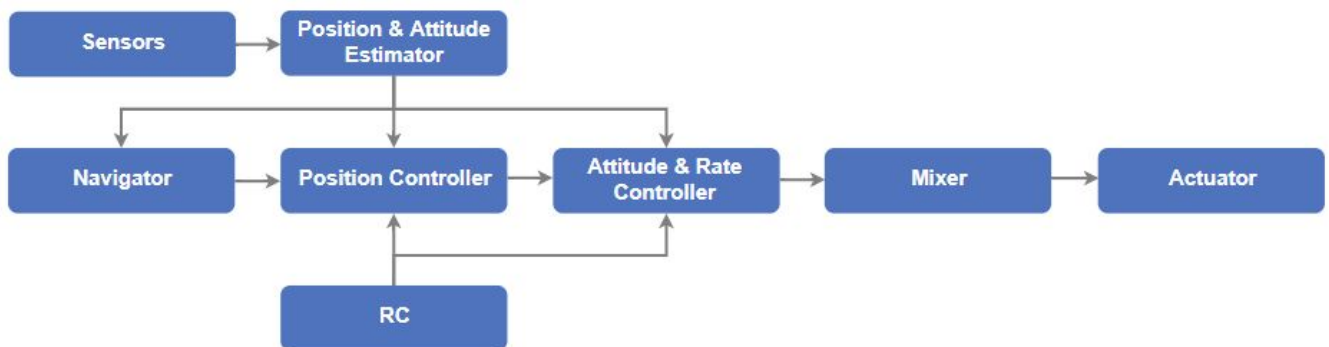


Рис. 2.2 – Огляд блоків стека польоту

Estimator приймає один або кілька входів датчиків, об'єднує їх, і обчислює стан транспортного засобу.

Контролер являє собою компонент, який приймає задане значення і вимір або передбачуваний стан (змінну процесу) в якості входних даних. Його мета –

налаштувати значення змінної процесу таким чином, щоб воно відповідало уставці.

Вихідний сигнал являє собою поправку для досягнення цієї уставки. Наприклад, контролер положення приймає задані значення положення в якості вхідних даних, змінна процесу являє собою поточне розрахункове положення, а вихідними даними є задане значення орієнтації і тяги, які переміщують транспортний засіб в бажане положення.

Змішувач приймає команди сили (наприклад, поворот вправо) і переводить їх в окремі команди двигуна, враховуючи при цьому, що деякі обмеження не перевищені. Це перетворення специфічно для типу транспортного засобу і залежить від різних чинників, таких як розташування двигуна щодо центра ваги або інерція обертання транспортного засобу [12].

PX4 використовує також ряд інтерфейсів MAVLink для інтеграції сервісів планування шляху з комп'ютера-компаньйона (включаючи запобігання перешкод в місіях, безпечну посадку і майбутні сервіси):

Є два протоколи планування шляху MAVLink:

TRAJECTORY_REPRESENTATION_WAYPOINTS – Використовується PX4 для відправки бажаного шляху. Може використовуватися програмним забезпеченням для планування шляху для відправки PX4 потоку заданих значень для запланованого шляху.

TRAJECTORY_REPRESENTATION_BEZIER може використовуватися програмним забезпеченням планування шляху для відправки PX4 запланованого шляху у вигляді кривої Безьє. Крива показує задане положення засобу за заданий період часу.

Протокол **HEARTBEAT** / Підключення використовується для виявлення «доказу життя».

LOCAL_POSITION_NED і **VISOTA** – відправити місцеве розташування і висоту транспортного засобу відповідно.

Планування шляху включено на PX4 в автоматичних режимах (посадка, зліт, утримання, місія, повернення), якщо **COM_OBS_AVOID** = 1. Очікується,

що в цих режимах програмне забезпечення для планування надасть задані значення в PX4; якщо програмне забезпечення не може підтримувати певний режим польоту, воно повинно відобразити задані значення БПЛА.

Загальна структурна схема системи управління БПЛА представлена на рис. 2.3.

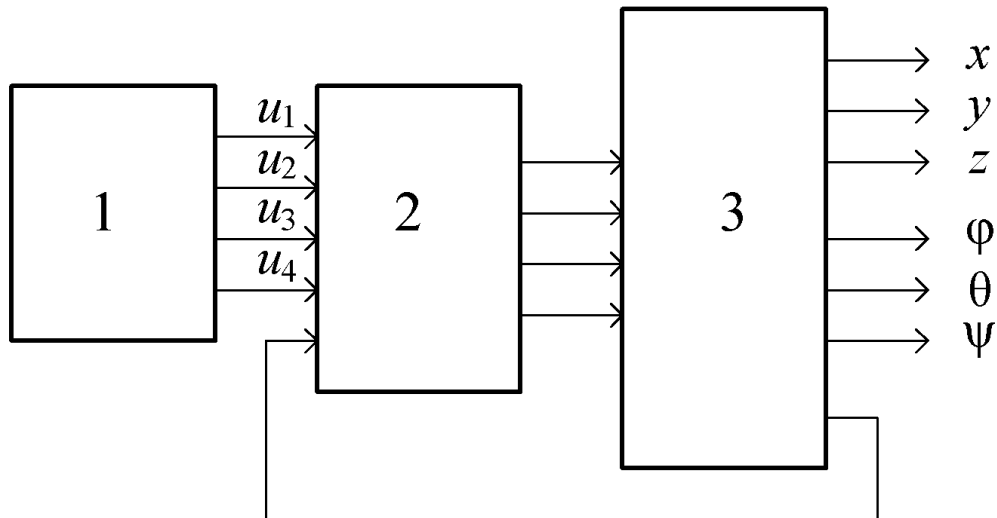


Рис.2.3. Структурна схема системи управління БПЛА

Узагальнена структура складається з трьох блоків: 1 – командний блок завдання руху, 2 – блок моделі двигунів з гвинтами, 3 – блок моделі руху квадрокоптера. Вихідними сигналами моделі є координати польоту і кути Ейлера.

Для аеродинамічної платформи також можемо додатково запровадити модуль «Попередження зіткнень».

Запобігання зіткнень може використовуватися для автоматичного уповільнення і зупинки засобу до того, як воно може врізатися в перешкоду [13].

Його можна включити для Мультикоптера в режимі позиціонування і використовувати дані датчиків з бортового комп'ютера-компаньйона, далекомірів через MAVLink, далекоміра, підключеного до контролера польоту, або будь-яку комбінацію перерахованого вище.

Запобігання зіткнень може обмежити максимальну швидкість БПЛА, якщо діапазон датчика недостатньо великий. Він також запобігає рух в напрямках, в яких немає даних з датчиків [13].

Запобігання зіткнень включається на PX4 шляхом установки параметра мінімально допустимої дистанції підходу (CP_DIST).

Функція вимагає наявності інформації перешкод від зовнішньої системи (посланої за допомогою MAVLink OBSTACLE_DISTANCE повідомлення) і / або датчика відстані, підключеного до контролера польоту.

Автомобіль обмежує максимальну швидкість, щоб сповільнюватися в міру наближення до перешкод, і припиняє рух, коли досягає мінімально допустимої відстані. Щоб піти від перешкоди (або паралельно йому), користувач повинен дати команду транспортному засобу рухатися до заданого значення, яке не наближає транспортний засіб до перешкоди. Алгоритм буде вносити незначні зміни в напрямок уставки, якщо буде визначено, що «найкраща» уставка існує в межах фіксованого запасу по обидві сторони від запитаної уставки.

Користувачі отримують повідомлення через QGroundControl, в той час як система запобігання зіткнень активно контролює задані значення швидкості.

Дані з усіх датчиків об'єднані у внутрішнє представлення 36 секторів навколо БПЛА, кожен з яких містить дані датчика. Коли до БПЛА надходить команда рухатися в певному напрямку, перевіряються всі сектори півсфери цього напрямку, щоб побачити, наблизиться чи засіб до будь-яких перешкод. Якщо це так, швидкість руху буде обмежена.

Це обмеження швидкості враховує як внутрішній контур швидкості, налаштований за допомогою MPC_XY_P, так і контролер швидкості, оптимальний для ривків, за допомогою MPC_JERK_MAX і MPC_ACC_HOR. Швидкість обмежена таким чином, що засіб буде вчасно зупинятися, щоб витримати відстань, вказану в CP_DIST. Також враховується дальність дії датчиків для кожного сектора, обмежуючи швидкість за допомогою того ж механізму.

Затримка, як в заданих значеннях швидкості стеження за засобом, так і при отриманні даних датчиків від зовнішніх джерел, консервативно оцінюється за допомогою параметра CP_DELAY. Це повинно бути налаштоване для конкретного типу аеродинамічної платформи.

Якщо сектори, сусідні з керованими секторами, «краще» зі значним запасом, напрямок запитуваного введення може бути змінено до кута, зазначеного в CP_GUIDE_ANG. Це допомагає точно налаштувати введення користувача, щоб «спрямовувати» платформу навколо перешкод, а не застрягати на них.

Якщо автопілот не отримує дані про дальність від будь-якого датчика довше 0,5 с, він видасть попередження: Дані про дальність не отримані, рух заборонено. Це призведе до обнуління заданих значень швидкості руху. Через 5 секунд відсутності даних платформа перейде в режим HOLD.

Слід враховувати два основних джерела затримки: затримка датчика і затримка відстеження заданого значення швидкості платформи. Обидва джерела затримки налаштовуються за допомогою параметра CP_DELAY.

Затримку датчика для датчиків відстані, підключених безпосередньо до контролера польоту можна вважати рівним 0. Для зовнішніх систем технічного зору затримка датчика може досягати 0,2 с.

Затримку відстеження заданого значення швидкості платформи можна виміряти, якщо летіти на повній швидкості в режимі «Положення» і потім подати команду на зупинку. Потім по журналам можна виміряти затримку між фактичною швидкістю і заданим значенням швидкості. Затримка відстеження зазвичай становить від 0,1 до 0,5 секунди, в залежності від розміру і налаштування.

Залежно від типу платформи, типу навколишнього середовища і навичок пілота може знадобитися різна ступінь наведення. Установка для параметра CP_GUIDE_ANG значення 0 відключить навігацію, в результаті чого засіб буде рухатися тільки точно в заданих напрямках. Збільшення цього параметра дозволить платформі вибирати оптимальні напрямки для обходу перешкод,

полегшуючи проліт через вузькі проміжки і точно дотримуючись мінімальної відстані при обході об'єктів.

Якщо цей параметр занадто малий, платформа може відчувати себе «застряглою» при наближенні до перешкод, тому що дозволено тільки рух в сторону від перешкод на мінімальній відстані.

2.2.Розробка алгоритму керування роботизованою аеродинамічною платформою

В розробленому алгоритмі керування аеродинамічна платформа має два режими роботи: режим очікування та режим відслідкування сегментів, які визначає оператор.

Рішення, що приймаються алгоритмом, в кінцевому підсумку пов'язані з відстанню між поточним становищем і деякою точкою інтересу. Для цього ми розглянемо кілька кіл інтересів, які визначаються наступним чином:

- Коло зв'язку: Платформа зв'язується з головою наземного кластера тільки тоді, коли він знаходиться в межах радіусу зв'язку.

- Коло поновлення точкою маршруту: недоцільно припускати, що платформа проходить через точні координати поточної точки маршруту. Таким чином, ми оновлюємо активний сегмент (просуваючись по списку шляхових точок) всякий раз, коли ми досить близько до кінцевої точки поточного сегмента.

- «Бродяче коло»: всякий раз, коли платформа потрібно провести чимало часу в зв'язку з поточним головним кластером, приймається рішення почати «тинятися». Радіус зависання обмежений меншим, ніж радіус зв'язку, і великим, ніж фізичні обмеження, що накладаються межами кута крену (більш вузьке коло означає більший кут крену).

- Окружність близькості: процедура, яка використовується в алгоритмі, бере (всякий раз, коли є перетин між окружністю і поточним сегментом) кут курсу в напрямку точки перетину (найближчої до кінцевої точки сегмента).

Коли пройдена остання колійна точка, БПЛА повертається на базу (за замовчуванням ми вважаємо це початковою точкою на траєкторії).

Алгоритм роботи приймемо згідно з відомим рішенням (рис. 2.4).

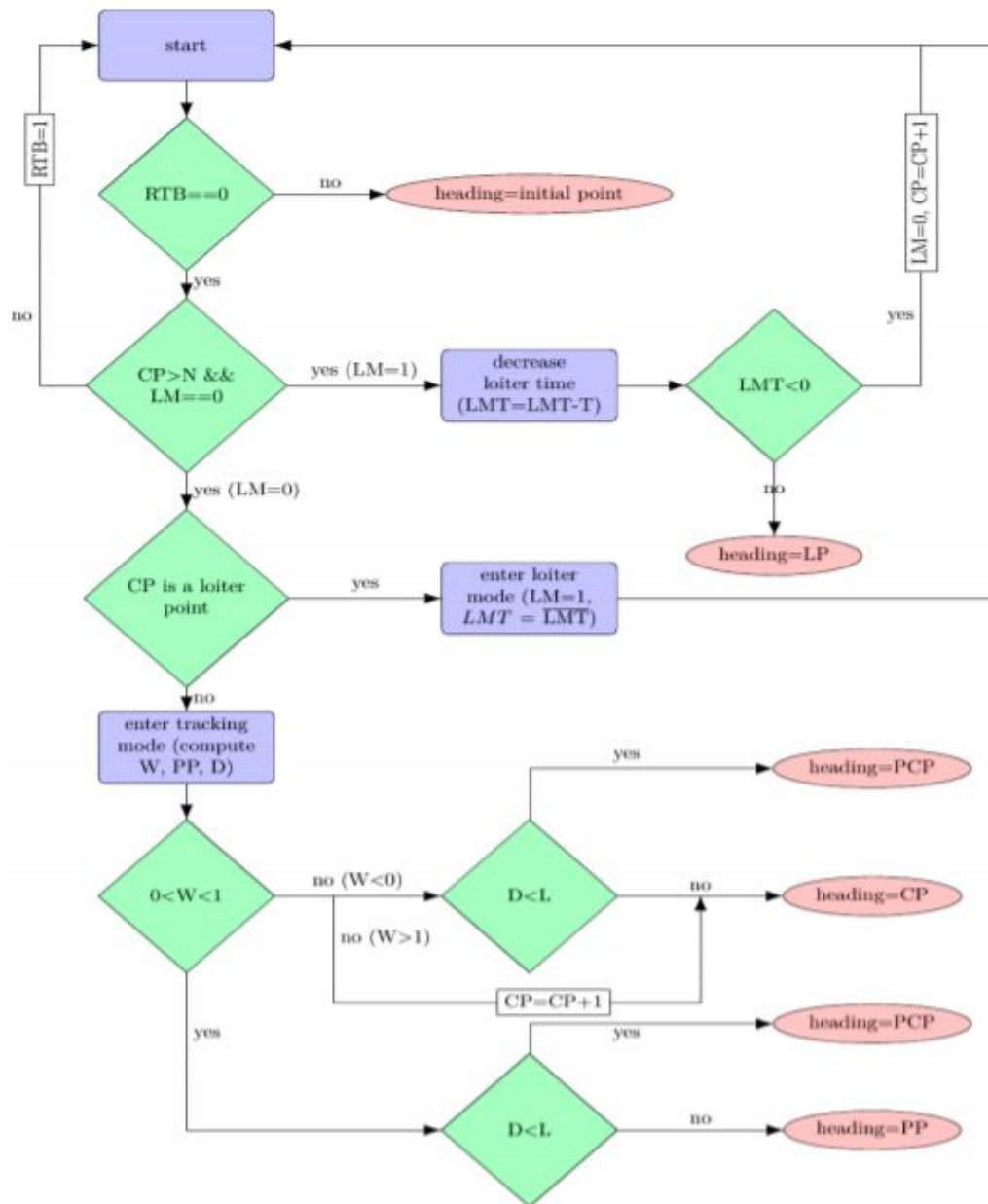


Рис.2.4. Алгоритм керування аеродинамічною платформою

Деякі з найбільш важливих позицій в алгоритмі:

У режимі відстеження сегментів:

1. У поточний момент ми розглядаємо становище платформи (x, y), відрізок, який визначається поточною (CP) і наступною шляхової точкою.

2. Обчислюємо проекцію поточної точки на поточний сегмент (PP). Ідентифікуємо три можливі випадки, перевіряючи відносне положення проекції щодо кінцевих точок сегмента (описується W): всередині сегмента ($0 \leq W \leq 1$), зовні і перед кінцем початкового сегмента ($W < 0$); зовні і після закінчення початкового відрізка ($W > 1$);

3. Обчислюємо відстань (D) від поточної точки до сегмента і окружності радіуса L (пропорційно швидкості платформи) і далі використовуємо для обчислення вектора курсу.

Розглядаємо такі випадки:

А) Платформа знаходиться занадто далеко, а точка проекції знаходиться перед початковою точкою сегмента. Потім кут курсу вказує на точку проекції.

Б) Платформа знаходиться досить близько, а точка проекції знаходиться перед точкою початку сегмента. Потім кут курсу вказує на початкову точку.

В) Платформа знаходиться досить близько до кінцевої точки сегмента, або його проекція на сегмент знаходиться після кінцевої точки. Потім поточний сегмент оновлюється, і процедура переходить до кроку 4і.

Г) Платформа знаходиться занадто далеко, і його проекція лежить на внутрішній частині сегмента. Потім вектор напрямку вказує на проекцію.

Д) Платформа знаходиться досить близько, і його проекція лежить на внутрішній частині сегмента. Курсуючий кут приймається як вектор довжини L .

Перехід до кроку 1.

В режимі очікування:

1. Обирається курсуючий центр в якості поточної точки маршруту;
2. Будується коло радіуса L з центром в поточному положенні платформи;
3. Якщо кола не перетинаються, платформа рухається до точки проекції, розташованої на "бродячому» колі".

Якщо коло наближення перетинається з «бродячим» колом, береться вектор напрямку по дотичній в точці перетину.

Необхідно звернути увагу, що всі кроки, на яких приймається рішення про оновлення траєкторії, насправді складаються в рішенні про курс платформи. Таким чином, для відстеження траєкторії в якості керуючого сигналу використовується тільки кут курсу. Цього достатньо для відносно простих траєкторій і стійко до вітрових збурень.

Зібрані дані ієрархічно обробляються. Поряд з цими кроками інформація поступово витягується за допомогою різних методів, які дозволяють приймати локальні рішення на основі конфігурації системи (порогове значення, консенсус, символічне агреговане наближення і т. д.).

Обробка даних забезпечується як на локальному рівні (незалежна фільтрація даних), так і децентралізовано на мережевому рівні (за допомогою обміну даними між сусідніми вузлами). Пропоновані механізми обробки даних розроблені для забезпечення істотного середньозваженого значення. Після досягнення збіжності кожен вузол виконує процедуру аналізу результатів, в основному прагнучи виявити і позначити вузли з розбіжними значеннями. Ця інформація залишається доступною разом з узгодженим значенням, так що при необхідності її можна запросити на більш високому рівні обробки даних.

На основі попередньої параметризації, наприклад частоти дискретизації, зони покриття і зв'язку з урахуванням енергії, вимірювання датчиків збираються локальними вузлами. Вбудована фільтрація основних даних виконується для перевірки узгодженості та достовірності вимірювань для раннього виявлення несправностей датчиків, неправильного зчитування або викидів.

На рівні локальної мережі на основі перевірених і відфільтрованих даних узгодження на основі консенсусу виконується за допомогою обробки даних усередині мережі, що призводить до загального значення для кожного з отриманих параметрів серед всіх вузлів в кластері.

Головка кластера додатково оперує даними, витягуючи відповідну інформацію через механізми граничних обчислень, і досягається стисле уявлення на основі моделі, наприклад, моделі поліноміальної інтерполяції або

більш просунуті методи, такі як SAX (символьне агрегатне наближення). По завершенні етапу граничних обчислень платформа активується для збору даних. Траєкторія безпілотного літального апарату оптимізована, як обговорювалося раніше, щоб забезпечити своєчасний збір даних та передачу даних в центральний блок для внутрішньої обробки хмарних обчислень і прийняття рішень.

Шар обчислень об'єднує реконструкцію даних на основі параметрів моделі в якості вхідних даних для процесу прийняття рішень, який дає остаточний результат і дозволяє замкнути цикл (наприклад, передача вантажу і повернення на базу).

2.3 Пропозиції щодо технічної реалізації системи управління роботизованою аеродинамічною платформою

В якості пропозицій щодо технічної реалізації пропонується використання мікроконтролера, який вигідний з точки зору економічної ефективності.

Розглянемо основні мікроконтролери, за допомогою яких можна реалізувати управління аеродинамічною платформою.

ATmega328P. Даний контролер, як і всі інші мікроконтролери даного сімейства, має восьмибітних процесор і дозволяє виконувати більшість команд за один такт [14].

Ядро Mega-мікроконтролерів, як і ядро мікроконтролерів сімейств Classicі Tini, реалізується на RISC-архітектурі. Арифметично-логічний пристрій під'єднаний безпосередньо до 32-м регістрів загального призначення. Завдяки цьому одна операція виконується за один машинний цикл.

Умовно-графічне зображення мікроконтролера ATmega328P зображено на рис. 2.5.

1	PD3		PB5	17
2	PD4		AVCC	18
3	GND		ADC6	19
4	VCC		AREF	20
5	GND		GND	21
6	VCC		ADC7	22
7	PB6		PC0	23
8	PB7		PC1	24
9	PD5		PC2	25
10	PD6		PC3	26
11	PD7		PC4	27
12	PB0		PC5	28
13	PB1		PC6	29
14	PB2		PD0	30
15	PB3		PD1	31
16	PB4		PD2	32

Рис.2.5. Умовно-графічне зображення мікроконтролера ATmega328P

Мікроконтролер ATmega328P має наступні особливості:

- низьке енергоспоживання;
- висока продуктивність;
- має 32 регістри загального призначення;
- доступно 32 кБ незалежної Flash-пам'яті програм з кількістю циклів запис / стирання рівним 10 000;
- має 1 кБ постійної пам'яті даних EEPROM з кількістю циклів запис / стирання близько 100 000;
- програмна блокування доступу до коду програми для забезпечення безпеки;
- восьмиканальний десятирозрядний АЦП з можливістю вимірювання температури;

- шість режимів сну: холостий хід, зниження шумів АЦП, економія енергії, виключення живлення, режим очікування, розширений режим очікування;
- має 23 програмовані лінії введення / виводу;
- робоча напруга від 1,8 до 5,5 В;
- температурний діапазон від мінус 40 до плюс 85; °С
- споживаний струм в активному режимі 0,2 мА;
- споживаний струм в режимі відключення 0,1 мкА;
- споживаний струм в енергозберігаючому режимі 0,75 мкА.

Режим холостого ходу зупиняє мікропроцесор, але при цьому підтримуючи роботу статичного оперативного накопичувача, таймерів-лічильників, SPI-порту і системи переривань. Режим зниження шумів АЦП зупиняє мікропроцесор і всі модулі введення-виведення, крім асинхронного таймера і АЦП для мінімізації імпульсних шумів в процесі перетворення АЦП [15].

Мікроконтролери сімейства AVR, вироблені фірмою ATMEL, вважаються в даний час найбільш швидкодіючими серед восьмирозрядних мікроконтролерів, приблизно в чотири рази швидше за RISC-контролери.

Крім того, вони споживають зовсім небагато електроенергії і можуть працювати в чотирьох режимах економії енергії.

Мікроконтролери даного сімейства, як і мікроконтролери сімейства ARM, засновані на RISC-архітектурі. Це універсальні за своїм функціоналом мікросхеми, які можуть виконувати різні операції, управляти якими-небудь пристроями і взаємодіяти між собою споживаючи зовсім мало енергії.

Під час виконання поточної операції одночасно виконується вибірка з пам'яті і дешифрування коду наступної команди.

В результаті цього безліч команд виконується за один такт.

Ще одна особливість AVR-мікроконтролерів – архітектура заснована на регістрах. Наявність 32 восьмибітних регістрів загального призначення дозволяє при вирішенні задач практично не звертатися до оперативної пам'яті і не використовувати стек.

Сімейство контролерів AVR включає в себе множину мікроконтролерів різної конфігурації, з різним обсягом пам'яті, різною кількістю портів введення-виведення і з безліччю інших додаткових пристроїв. Вони випускаються в різних типах корпусів: PDIPc кількістю ніжок від 8 до 40, SOIC – з кількістю виводів від 8 до 20, корпусах TQFRілі MLF (до 64 виводів).

Дане сімейство поділяється ще на чотири «множини»: Classic, Tini, Mega і XMega. Мікроконтролери сімейства Classic практично ніде не виробляються, проте все ще поширені, так як для них розроблена величезна кількість програм.

Контролери сімейства Classic вважаються найпростішими серед мікроконтролерів AVR, вони сумісні навіть з мікроконтролерами сімейства Mega. Це досягається спеціальним інсталяційний бітом, при програмуванні якого Mega-процесор функціонує як Classic. Сімейство Tini призначається для використання в найпростіших пристроях, проте частина мікроконтролерів даного сімейства не має способу програмування по послідовному інтерфейсу.

Сімейство XMega орієнтоване на поліпшення продуктивності. Їх характеристики в кілька разів краще характеристик пристроїв інших сімейств. Однак вони є занадто дорогими і використовуються в додатках з найбільш жорсткими вимогами.

До особливостей Mega-контролерів відносять:

- здатність самопрограмування;
- можливість синхронізації як від зовнішнього сигналу синхронізації,

так і від вбудованого RC-генератора з внутрішнім або зовнішнім RC-ланцюжком або з зовнішнім резонатором;

- обсяг оперативної пам'яті від 1 до 4 кБ;
- обсяг FLASH-пам'яті від 8 до 128 кБ;
- пам'ять даних на основі EEPROM;
- можливість програмування безпосередньо через послідовні інтерфейси SPI і JTAG;
- існує можливість встановити захист від читання і модифікації пам'яті програм і даних;
- кілька способів зниження енергоспоживання;
- багаторівнева система переривань;
- підтримка черги переривань.
- виводи можуть бути запрограмовані як вхідні, так і вихідні, незалежно один від одного.

Крім мікропроцесора, портів введення-виведення і пам'яті дані мікроконтролери містять додаткові периферійні пристрої, що знаходяться також всередині мікросхеми. Це такі як:

- вбудовані таймери-лічильники – два 8-розрядних і два 16-розрядних;
- генератор сигналу з широтно-імпульсною модуляцією;
- аналоговий компаратор;
- сторожовий таймер WDT;
- послідовний двопровідний інтерфейс TWI;
- послідовний синхронний інтерфейс SPI;

- десятирозрядний аналогово-цифровий перетворювач;
- повнодуплексний універсальний асинхронний приймач (UART);
- повнодуплексний універсальний синхронний / асинхронний приймач (USART).

Мікроконтролери сімейства MCS-51 розроблені компанією Intel. Вони з'явилися давно, проте до сьогоднішнього дня користуються величезною популярністю через свою простоту. Базовим мікроконтролером даного сімейства є i8051 з наступними характеристиками:

- восьмирозрядна шина даних;
- вбудований тактовий генератор;
- можливості побітових операцій;
- тридцять дві двонаправлені лінії вводу-виводу;
- два 16-розрядних таймера-лічильника.

Останнім часом широкого поширення набули також одноплатні комп'ютери RaspberryPi і мікроконтролери сімейства Arduino.

Мікроконтролери можуть одночасно виконувати всього одну задачу і відмінно з цим справляються. А одноплатні комп'ютери виконують програми в рамках операційної системи (найчастіше Linux), мають більшу продуктивність і широкі мультимедійні можливості.

Існують також гібридні платформи, де на одній платі розташований і мікроконтролер і процесор. Ідея в тому, щоб залишити потужному процесору складні завдання: вихід в мережу, обробку медіа, а на мікроконтролер покласти функцію точного керування приводами, реле, сенсорами та іншої периферією.

Незважаючи на меншу продуктивність, мікроконтролери не сильно поступаються, а в чомусь навіть перевершують одноплатні комп'ютери.

Великим плюсом мікроконтролерів є велика тривалість роботи від батарейок за рахунок меншого енергоспоживання, а також краща швидкість реакції, менша вартість. Недоліки – обмежений вибір мов програмування і неможливість роботи з відео. Саме для пристрою, що розробляється нами це не є критичним, так як функціоналу мови C цілком вистачить для вирішення поставленого завдання, а робота з відео або комп'ютерним зором в даному проекті не передбачена.

Розглянемо більш докладно мікроконтролер ArduinoUno. Процесор на 16 МГц, 32 КБ постійної і 2 КБ оперативної пам'яті, двадцять портів введення-виведення, шість аналогових входів, шість каналів ШІМ, два апаратних переривання, що дозволяє вирішувати практично будь-які завдання по точному управлінню безліччю сенсорів і виконавчих пристроїв.

Плюсами даної плати є:

- велика кількість документації, уроків і готових бібліотек, величезне співтовариство, робота з простим в освоєнні середовищем Arduino IDE з мовами ArduinoC / C ++. Все це надає великий простір для творчості і реалізації власних ідей;

- напруга в 5 В, яка є де-факто стандартом і колодки для установки плат розширення, аналогові входи, всілякі апаратні інтерфейси дозволяють підключити практично будь-яку периферію, сенсори і виконавчі пристрої.

Розглянемо докладно Arduino Duo, представлену на рис. 2.6.

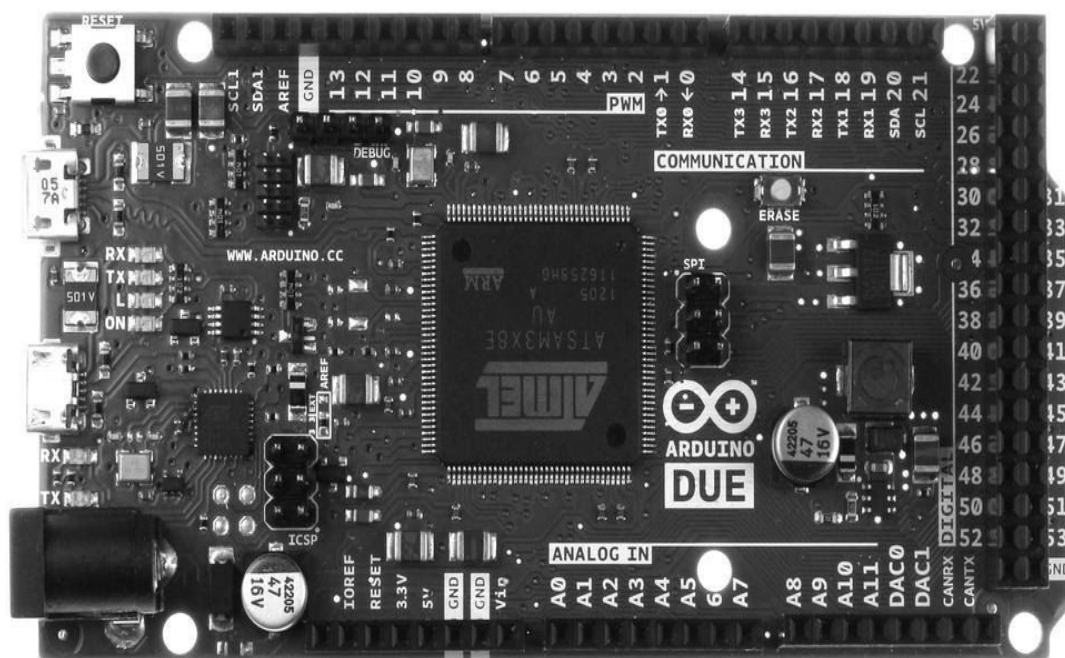


Рис.2.6. Arduino Due

В основному застосовується в тих випадках, де Arduino Uno перестає справлятися.

Плюсами даної плати є:

- процесор на 84 МГц і 512 КБ пам'яті. 66 портів введення-виведення, з яких 12 можуть бути аналоговими входами, 12 підтримують ШІМ і всі 66 можуть бути налаштовані, як апаратні переривання;
- вбудований контролер шини CAN дозволяє створювати мережу з Due або взаємодіяти з автомобільною електронікою. Два канали ЦАП дозволяють синтезувати стереозвук з дозволом в 4,88 Гц.

Однак, є недолік у вигляді напруги в розмірі 3,3В замість традиційних 5 В. Необхідно стежити, щоб обрана периферія підтримувала роботу з цим рівнем або ставити перетворювачі рівнів напруги.

Розглянемо Arduino Leonardo, представлену на рис. 2.7.

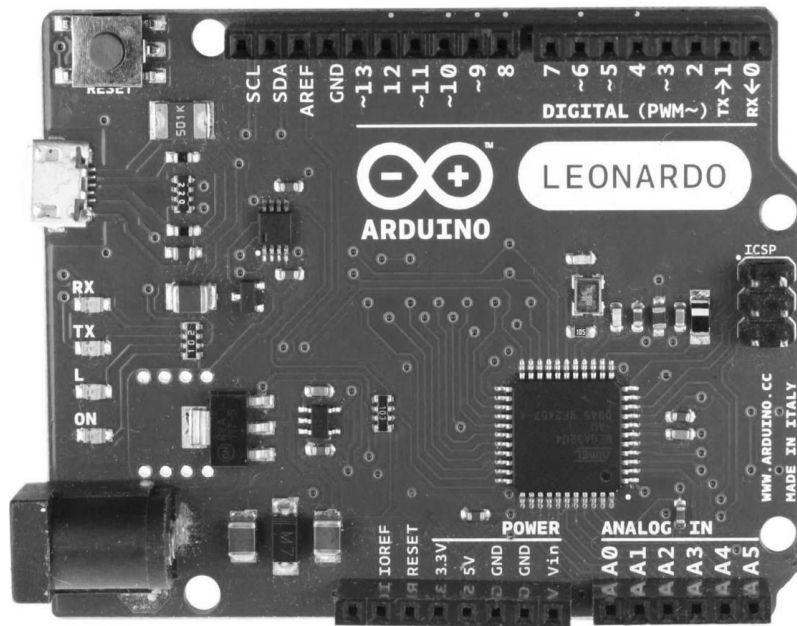


Рис.2.7. Arduino Leonardo

Насправді це той же ArduinoUno, але з іншим мікроконтролером, який знаходиться в тому ж класі, але має деякі відмінності позитивного характеру:

- більшу кількість аналогових входів (дванадцять проти шести) для сенсорів, більше каналів ШІМ (сім проти шести), більше виводів з апаратним перериванням (п'ять проти двох), роздільні незалежні serial-інтерфейси для USB і UART;

- Arduino Leonardo може прикидатися клавіатурою або мишею (HID-пристроєм) для комп'ютера. Це дозволяє легко зробити свій власний пристрій введення.

Однак існує і мінус: розташування виводів трохи відмінне від ArduinoUno, що може сприяти несумісності з деякими платами розширення.

Сімейство 32-розрядних мікроконтролерів STM32 на базі процесора Arm® Cortex® -M розроблено, щоб запропонувати користувачам MCU нові ступені свободи. Він пропонує продукти, що поєднують в собі дуже високу продуктивність, можливості роботи в реальному часі, цифрову обробку сигналів, роботу з низьким енергоспоживанням / низькою напругою і можливість підключення, зберігаючи при цьому повну інтеграцію і простоту розробки.

Безпрецедентний асортимент мікроконтролерів STM32, заснованих на ядрі галузевого стандарту, поставляється з величезним вибором інструментів і програмного забезпечення для підтримки розробки проектів, що робить це сімейство продуктів ідеальним як для невеликих проектів, так і для комплексних платформ.

Зовнішній вигляд STM32 представлений на рис. 2.8.

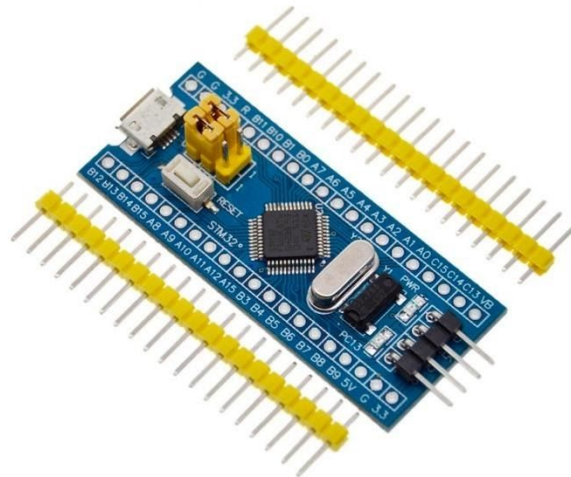


Рис.2.8. Зовнішній вигляд STM32

Переваги мікроконтролерів перед іншими розглянутими:

- Краща в своєму класі продуктивність системи для виконання коду, передачі даних і обробки даних;
- Високий ступінь інтеграції: найбільший вибір вбудованої пам'яті і розширених периферійних пристроїв;
- Енергоефективність.

Саме тому прийняте рішення зупинитися на мікроконтролерах STM32F405.

Відмінності:

- Легко розширюваний діапазон пам'яті за допомогою гнучкого контролера статичної пам'яті, що підтримує пам'ять Compact Flash, SRAM, PSRAM, NOR і NAND
- Аналоговий генератор справжніх випадкових чисел

STM32F415 також включає в себе криптографічний / хеш-процесор, що забезпечує апаратне прискорення для AES 128, 192, 256, Triple DES.

Рішення щодо STM32F415 прийняте ще у зв'язку з порівняно низькою ціною.

В якості передавача пропонується застосувати передавач LoRa WLT 310.

Зовнішній вигляд передавача представлений на рис. 2.9.



Рис.2.9. Зовнішній вигляд передавача LoRa WLT 310

WLT – бездротовий LORA передавач призначений для різних промислових застосувань і може передавати дані по гранично довгим діапазонам. WLT 310 – це продукт, сертифікований LoRa Alliance Certified™.

Установки інтелектуального перетворювача налаштовуються по повітря (OTA), і він безперервно вимірює значення процесу. Це передавач з низьким енергоспоживанням, термін служби батареї якого становить кілька років. Технологія LoRa має нульові експлуатаційні витрати і не вимагає наявності мережі 3G / 4G.

Технологія передачі LoRa має дальність дії 15 км на відкритому повітрі, і сигнал також добре передається в приміщенні і навіть під землею.

Вільно настраюються інтервали вимірювання OTA і сигнали тривоги.

Автоматичне управління забезпечує можливість повністю автономного польоту зі стабілізацією кутів орієнтації і відповідно до заданих параметрів: траєкторія, висота і швидкість.

Автоматичне управління, що здійснюється повноцінним автопілотом, гарантує безпечний політ літального апарату (ЛА) поза зв'язком з базовою станцією, практично при будь-яких зовнішніх метеорологічних умовах, навіть при вкрай несприятливих. Саме такий спосіб управління в даний час користується найбільшим попитом серед користувачів безпілотних систем, оскільки ставить мінімальні вимоги до підготовки обслуговуючого персоналу і забезпечує безпечну та ефективну експлуатацію систем управління.

Завдання забезпечення програми польоту повинно виконуватися за допомогою бортової системи сенсорів, поточних GPS-даних у вигляді файлу просторових координат, файлу тривимірних прискорень, файлу зображень навігаційних орієнтирів маршруту польоту і бортового процесора з необхідним програмним забезпеченням.

Програмне забезпечення повинно дозволяти в деякі дискретні моменти часу обчислювати з певною точністю поточний відхилення виміряних значень цих зазначених координат від заданих маршрутним завданням аналогічних значень цих же значень вектора на «ідеальній траєкторії».

При проектуванні системи управління також варто враховувати масу корисного навантаження, яка обирається для кожної з платформ в окремому випадку.

3 ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОСТІ ФУНКЦІОНУВАННЯ РОБОТИЗОВАНОГО АЕРОДИНАМІЧНОГО АПАРАТУ

3.1 Моделювання процесу функціонування системи управління роботизованою аеродинамічною платформою

В межах даного розділу виконаємо моделювання процесу функціонування системи управління роботизованою аеродинамічною платформою.

Всі симулятори зв'язуються з PX4 за допомогою Simulator MAVLink API. Цей API визначає набір повідомлень MAVLink, які передають дані датчиків з моделюваного світу в PX4 і повертають значення двигуна і виконавчого механізму з коду польоту, які будуть застосовані до модельованої аеродинамічної платформи. На рис. 3.1 показаний потік повідомлень.

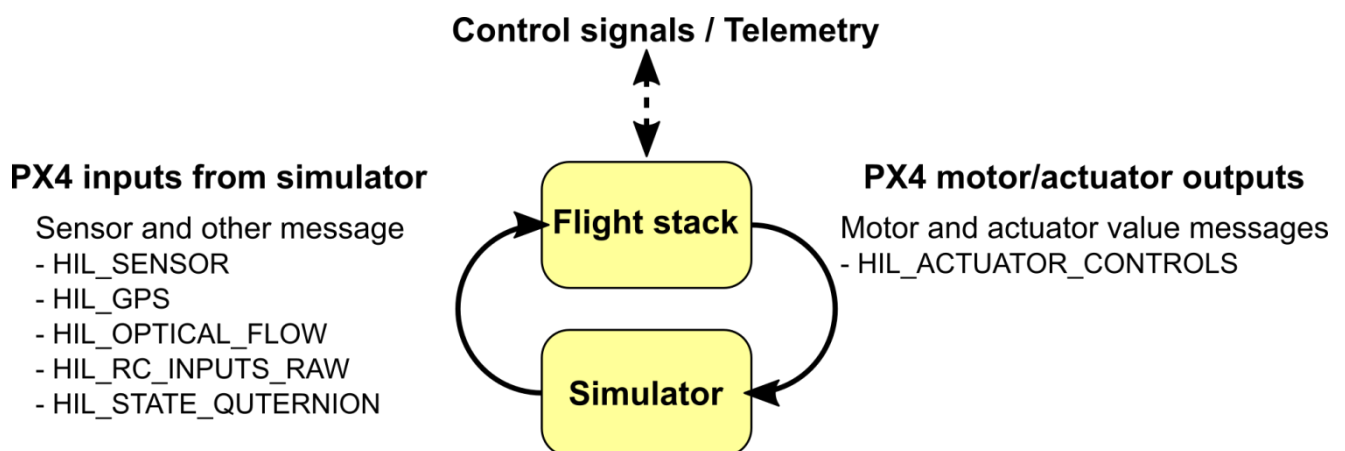


Рис 3.1. Потік повідомлень

За замовчуванням PX4 використовує зазвичай встановлені порти UDP для зв'язку MAVLink з наземними станціями управління (наприклад, QGroundControl), API-інтерфейси Offboard (наприклад, Dronecode SDK, MAVROS) і API-інтерфейси симулятора (наприклад, Gazebo).

Ці порти:

- UDP-порт 14540 використовується для зв'язку з зовнішніми API. Очікується, що зовнішні API-інтерфейси будуть прослуховувати з'єднання на цьому порту.

- UDP-порт 14550 використовується для зв'язку з наземними станціями управління. Очікується, що GCS буде прослуховувати з'єднання на цьому порту. QGroundControl за замовчуванням прослуховує цей порт.

- TCP-порт 4560 використовується для зв'язку з симуляторами. PX4 прослуховує цей порт, і симулятори повинні ініціювати обмін даними, передаючи дані на цей порт.

На рис. 3.2 показана типова середовище моделювання SITL для будь-якого з підтримуваних тренажерів. Різні частини системи підключаються через UDP, і їх можна запускати як на одному комп'ютері, так і на іншому комп'ютері в тій же мережі.

PX4 використовує спеціальний модуль моделювання для прослуховування TCP-порту 4560. Симулятор підключається до цього порту, а потім обмінюється інформацією за допомогою описаного вище Simulator MAVLink API. PX4 на SITL і симулятор можуть працювати як на одному комп'ютері, так і на різних комп'ютерах в одній мережі.

PX4 використовує звичайний модуль MAVLink для підключення до GroundStations (які прослуховують порт 14550) і API зовнішніх розробників, наприклад Dronecode SDK або ROS (які прослуховують порт 14540).

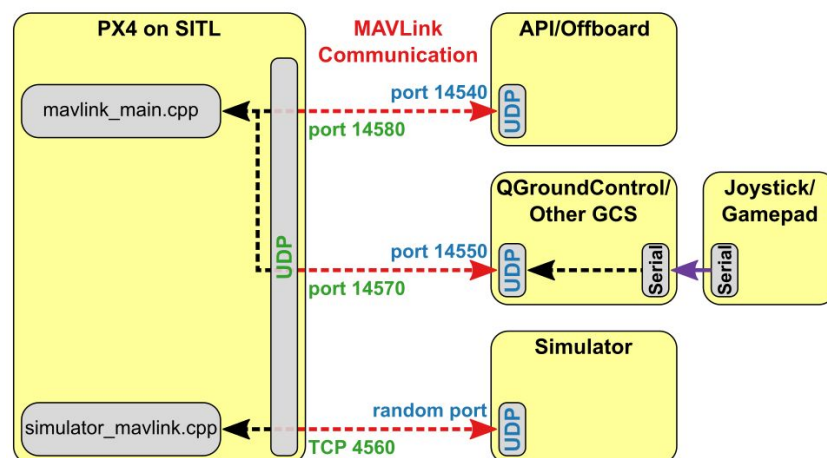


Рис.3.2. Середовище моделювання SITL

Почнемо з ілюстрації номінальної траєкторії, отриманої шляхом застосування частини відстеження сегмента алгоритму планування шляху (рис. 3.3). Точки є головками кластерів (сині маркери), і кожній з них відповідає радіус поновлення (суцільна синя лінія) і радіус зв'язку (пунктирна чорна лінія). Перший радіус позначає область, в якій виконується оновлення поточного сегмента, а другий означає область, усередині якої можливий зв'язок. Початкова точка вибирається далеко від початкової точки маршруту.

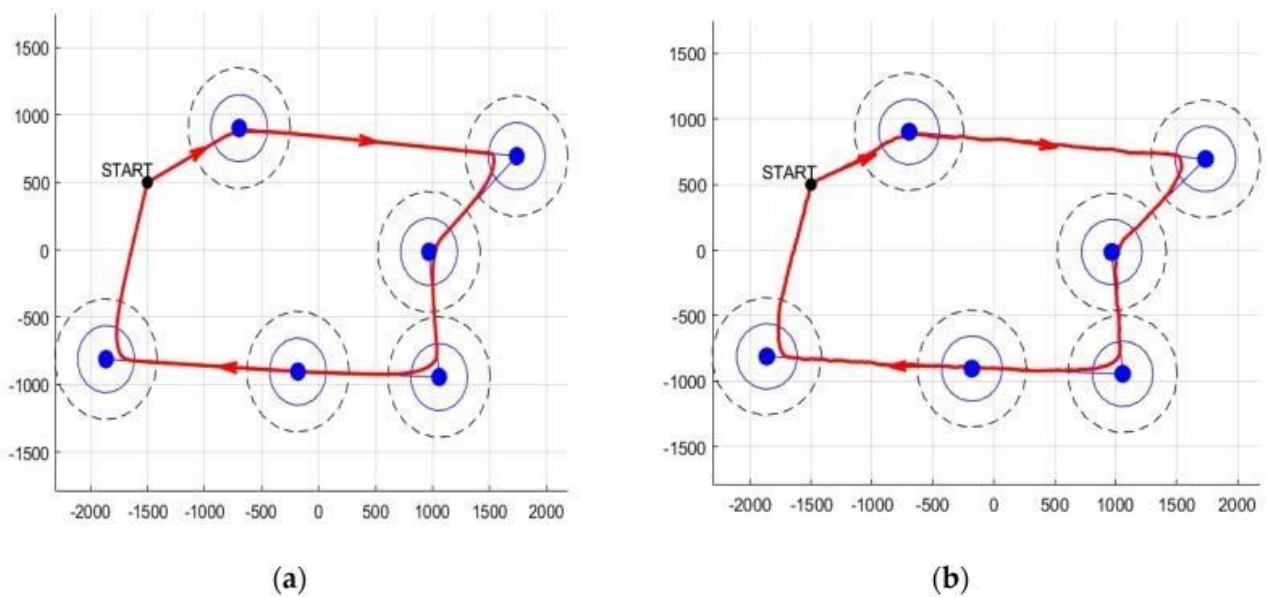


Рис.3.3 Симуляція траєкторії: а) випадок без збурень; б) випадок з вітровими збуреннями

Алгоритм забезпечує на кожному кроці вектор курсу, який (з використанням поточної позиції) призводить до кута курсу. Разом з постійним значенням швидкості ці значення застосовуються до спрощеної моделі з двома ступенями свободи, яка чисельно інтегрується для отримання результуючого шляху (суцільна червона лінія).

Той же сценарій виконується для номінального випадку і для випадку вітрових збурень (моделюється випадковим однорідним шумом, обмеженим інтервалом $[-15, 15]$). Результати представлені на рис. 3.4, де ми дійсно спостерігаємо розумну поведінку результуючого шляху (він проходить через

околиці шляхових точок, змінюється на новий сегмент, як і очікувалося, і є плавним, щонайменше, в номінальному випадку).

Щоб краще проілюструвати роботу схеми, ми показуємо кілька прогонів (3 зразка), кожен з яких для різних значень шуму. Отримані шляхи обмежуємо коридором діаметром $d = 30$ м.

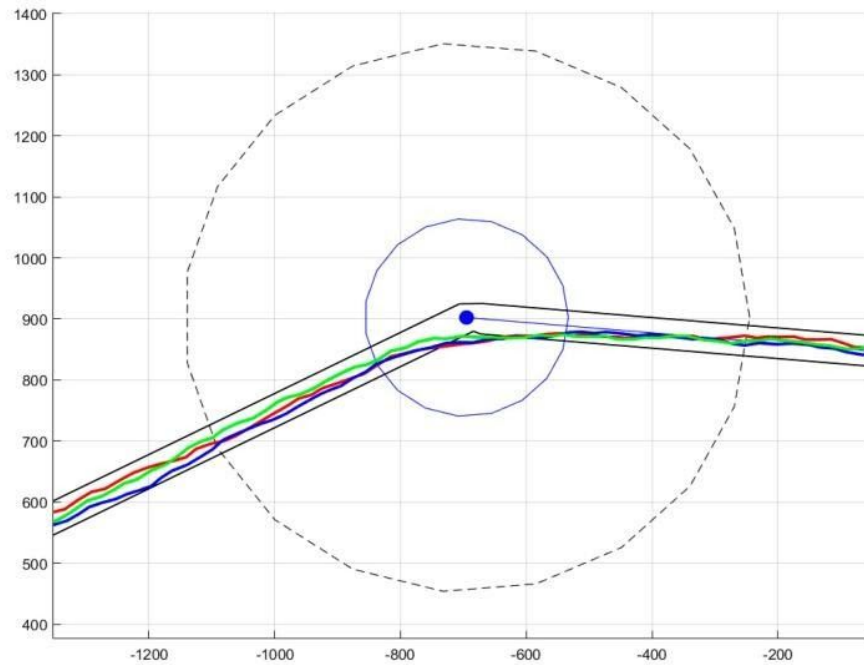
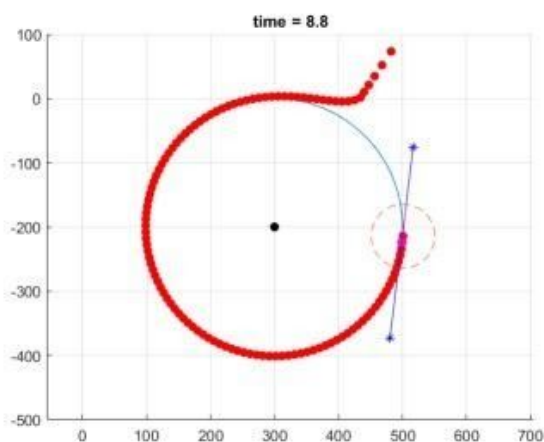


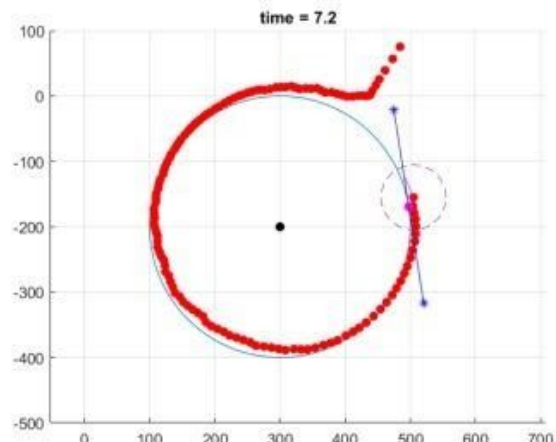
Рис.3.4. Ілюстрація відстеження траєкторії для кількох прогонів з обмежувачим коридором

Ми бачимо, що наведений шлях не гарантує достатнього часу у всіх діапазонах зв'язку головних вузлів кластера. Зокрема, відзначимо, що 2-а і 6-а шляхові точки (одна в самому верхньому і одна в самому нижньому кутах) відвідуються тільки по дотичній.

Щоб краще підкреслити поведінку БПЛА в режимі очікування, ми спочатку покажемо, шлях, який призводить до такої нагоди (рис. 3.5).



(a)

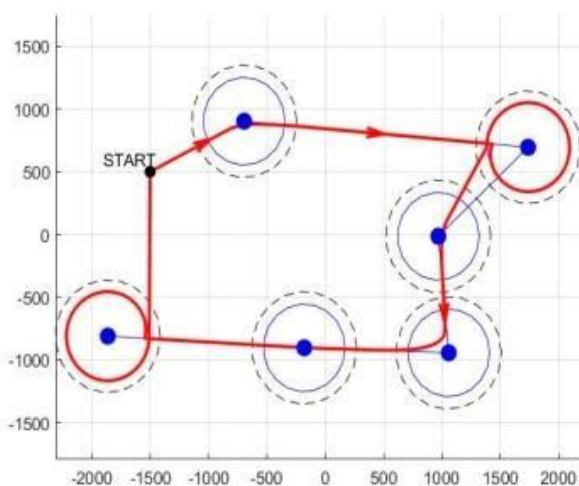


(b)

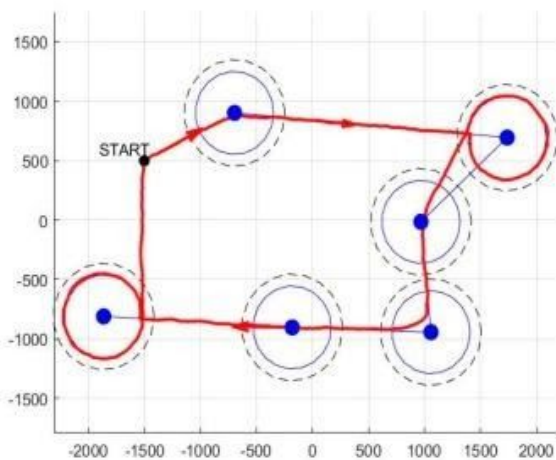
Рис.3.5. Ілюстрація стеження за колом: (а) номінальний випадок і (б) з вітровими збуреннями

Тепер можемо інтегрувати повний алгоритм, в якому при необхідності перемикаємося між режимами сегмента і очікування. Зокрема, на рис. 3.6, ми вважаємо, що тільки точки маршруту 4 і 6 вимагають активації режиму очікування і що БПЛА залишається в цьому режимі протягом фіксованої тривалості $t = 100$ с.

Очевидно, що це можна поліпшити, вирішивши вийти з режиму очікування на більш пізньому етапі (наприклад, так, щоб БПЛА вже був добре орієнтований на наступну точку шляху).



(a)



(b)

Рис.3.6. Ілюстрація комбінованого слідування

Отже, планування траєкторії БПЛА обертається навколо оптимізації збору даних з головної частини кластера з урахуванням обмежень, пов'язаних з обмеженою рухливістю і здатністю зависання бортових платформ з нерухомим крилом. У зв'язку з цим до того, як БПЛА буде запланована доставка вантажу, всі локальні вимірювання повинні бути зібрані в головній частині кластера, відфільтровані і агреговані, при цьому завантажуються, наприклад, тільки узгоджені значення, довірчий інтервал і результати виявлення подій і вбудований механізм оповіщення.

3.2. Оцінка показників ефективності системи управління роботизованою аеродинамічною платформою в різних умовах функціонування

В минулому розділі було розглянуто керування без збурень і при збуреннях (вітер). Показано, що аеродинамічна платформа налаштована правильно.

Виконаємо моделювання системи дистанційного керування в середовищі Matlab/Simulink.

Модель представлена у вигляді рис. 3.7.

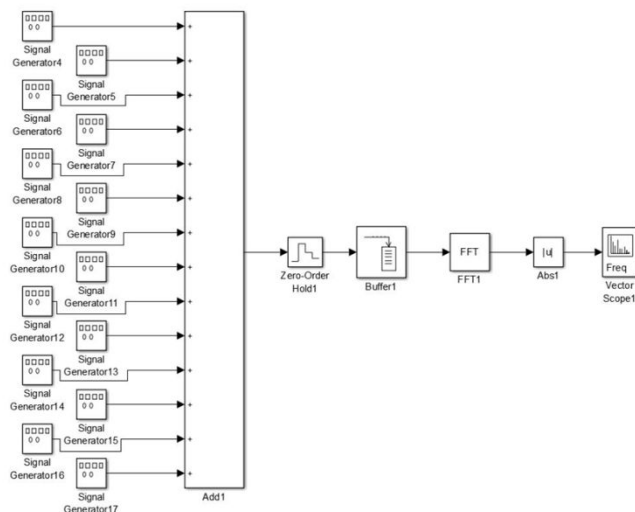


Рис.3.7. Модель системи дистанційного керування аеродинамічною платформою

У представленій моделі блоки «Signal Generator» синтезують 14 сигналів. Блок «Zero-Order Hold» визначає частоту дискретизації. Блок Buffer задає розмір буфер – 256. Блок «FFT» виробляє процедуру швидкого перетворення Фур'є з поданими на вхід даними. Блок «Vector Scope» дозволяє графічно представити результат.

На рис. 3.8 представлена схема моделювання БЛА, яка включає 3 групи блоків:

- блок генераторів стандартних сигналів: одиничної ступінчастої функції «Step»;
- генератор вхідного сигналу типу $x(t) = ax$ «Ramp» і генератор «білого» шуму «Band-Limited White Noise»;
- два допоміжних блоки осцилографів «Scope»;
- схема моделі БЛА.

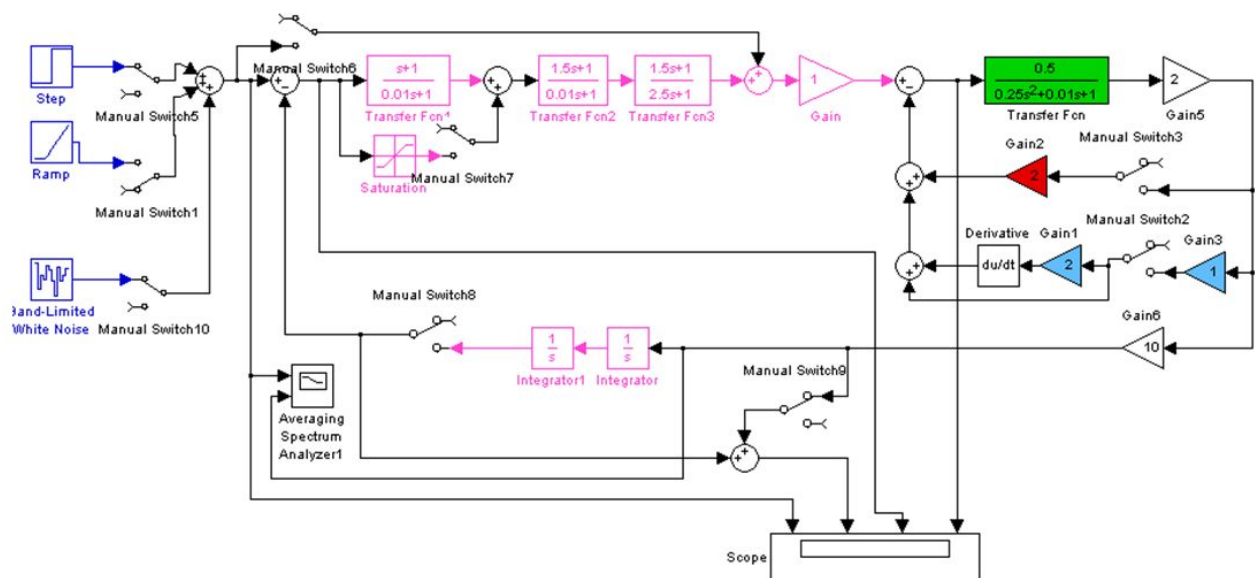


Рис.3.8. Схема моделювання БЛА

Генератори стандартних сигналів за допомогою перемикачів «Manual Switch» з'єднуються зі входом моделі БЛА.

Включення сигналу одиничної функції «Step» на вхід моделі дозволяє по кривим перехідного процесу оцінити якість БЛА. Зміна амплітуди функції «Step» (збільшення або зменшення) призводить модель БЛА в стійкий або нестійкий стан.

Включення сигналу типу «Ramp» дозволяє оцінити якість динамічного регулювання моделі (динамічного відпрацювання вхідного сигналу) по її динамічним помилкам.

Включення генератора «білого шуму» «Band-Limited White Noise» дозволяє провести статистичне дослідження замкнутого контуру БЛА.

Модель БЛА представлена у вигляді послідовно з'єднаних:

- дискримінатора (формувача сигналу помилки), на один вхід якого подаються стандартні сигнали, а на другий вхід – сигнали негативного зворотного зв'язку «кінематичної ланки» з двох інтеграторів;

- фільтра – формувача сигналу управління в пристрої;

- пристрою передачі команд наведення;

- формувача системи «оптимального за швидкодією» з обмежувачем «Saturation»;

- узагальненого регульованого підсилювача БЛА для зміни смуги контуру управління;

- моделі БЛА з передавальною характеристикою коливальної ланки, представленої у вигляді послідовно з'єднаних 2-х аперіодичних ланок;

- системи стабілізації характеристик БЛА представлені у вигляді двох паралельних ланцюгів негативного зворотного зв'язку по швидкості і по прискоренню:

- кінематичної ланки зворотного зв'язку;

- схема БЛА комутується ключами K_1 , K_2 , K_3 , K_4 .

Допоміжні блоки «Score» для контролю зміни сигналів у часі є в 4-х точках БЛА:

- сигнал помилки БЛА;

- сигнал помилки систем стабілізації БЛА;

- сигнал нормального прискорення W БЛА на виході БЛА;
- сигнал відпрацювання вхідного керуючого впливу на виході «кінематичної ланки».

У підсумку модель БЛА представлена у вигляді двох систем:

- Канал управління БЛА з двома ланцюгами ЗОС по швидкості і прискоренню;
- Канал управління польотом БЛА.

На кожну систему окремо можна подавати стандартні сигнали і контролювати різні точки моделі.

При цьому є можливість змінювати параметри вхідних стандартних сигналів, а також параметри і структуру самої моделі.

Просторовий рух БЛА описується рівняннями сил, моментів і кінематикою польоту. Рівняння сили описує переміщення центру мас (ЦМ) в вертикальному просторі :

$$F_{Yv} = mW_Y \cong Y^\alpha \alpha + P\alpha \pm Y^\delta \delta ,$$

При $\delta = 0$ отримаємо вертикальне прискорення :

$$W_Y = \frac{Y^\alpha + P}{m} \alpha .$$

Лінеаризоване рівняння моментів описує обертання БЛА навколо ЦМ щодо осі OZ згідно основного закону динаміки обертального руху і може бути представлене у вигляді:

$$I_a = I_Z v = M_z \delta - M_Z^a \alpha - M_Z^{\omega_z} \omega_z ,$$

Рівняння кінематики описується:

Рівнянням зв'язку кутів:

$$V = \theta + \alpha ;$$

Швидкісним рівнянням:

$$\begin{cases} x_g = v \cos \theta \\ y_g = v \sin \theta \end{cases}$$

Для отримання передавальної функції каналу управління БЛА необхідно отримати залежність $\alpha = f(\delta)$ з урахуванням динаміки обертання БЛА навколо осі OZ.

З рівняння сил запишемо кутову швидкість вектора швидкості БЛА. Для цього представимо нормальне прискорення у вертикальній площині у вигляді:

$$F_{Yv} = mv\theta' = (Y^\alpha + p)\alpha,$$

$$\theta' = \frac{Y^\alpha + p}{mv}\alpha.$$

Підставимо отримані значення в основне рівняння динаміки обертання БЛА навколо осі OZ:

$$I_z(\theta'' + \alpha'') = M_z^\delta \delta - M_z^\alpha \alpha - M_z^{\omega z}(\theta' + \alpha')$$

В останньому рівнянні розділимо вхід « δ » і вихід « α » і розкриємо значення всіх кутів і їх похідних:

$$I_z\left(\alpha'' + \frac{1}{T_v}\alpha'\right) + M_z^{\omega z}\left(\alpha' + \frac{1}{T_v}\alpha\right) + M_z^\alpha \alpha = M_z^\delta \delta$$

Згрупуємо однакові члени щодо α :

$$I_z\alpha'' + \left(\frac{I_z}{T_v} + M_z^{\omega z}\right)\alpha' + \left(M_z^\alpha + \frac{M_z^{\omega z}}{T_v}\right)\alpha = M_z^\delta \delta$$

і запишемо останнє рівняння з урахуванням перетворення Лапласа :

$$\alpha' = p\alpha, \quad \alpha'' = p^2\alpha,$$

$$I_z p^2\alpha + a_2 p\alpha + a_1\alpha = M_z^\delta \delta$$

де

$$a_1 = M_z^\alpha + \frac{M_z^{\omega z}}{T_v}, \quad a_2 = \frac{I_z}{T_v} + M_z^{\omega z}$$

З останнього рівняння неважко записати передавальну характеристику каналу управління БЛА за кутом атаки α :

$$K_{\alpha}(p) = \frac{\delta(p)}{\alpha(p)} = \frac{\frac{M_Z^{\delta}}{a_1}}{1 + \frac{a_2}{a_1}p + \frac{I_Z}{a_1}p^2},$$

Видно, що рівняння відповідає коливальній ланці

$$K_{\alpha}(p) = \frac{K_{\alpha}}{1 + 2\xi Tp + T^2 p^2},$$

де

$$K_{\alpha} = \frac{M_Z^{\delta}}{a_1} = \frac{M_Z^{\delta}}{M_Z^{\alpha} + \frac{M_Z^{\omega z}}{T_v}} = \frac{M_Z^{\delta} T_v}{M_Z^{\alpha} T_v + M_Z^{\omega z}} \approx \frac{M_Z^{\delta}}{M_Z^{\alpha}} = \frac{S_{\delta} X_{\delta}}{S_{\alpha} X_F}$$

- коефіцієнт передачі, який визначається відношенням площі керма S_{δ} до площі крила + корпусу S_{α} з урахуванням їх плечей щодо ЦМ;

$$T = \sqrt{\frac{I_Z}{a_1}} = \sqrt{\frac{I_Z}{M_Z^{\alpha} + \frac{M_Z^{\omega z}}{T_v}}} \approx \sqrt{\frac{I_Z}{M_Z^{\alpha}}} = \sqrt{\frac{I_Z}{C_{Y\alpha} \frac{\rho v^2}{2} S_{\alpha} X_F}}$$

$$\xi \cong \frac{1}{2T_v} \cdot \frac{I_Z}{M_Z^{\alpha}} \sqrt{\frac{M_Z^{\alpha}}{I_Z}} = \frac{1}{2T_v} \cdot \sqrt{\frac{I_Z}{M_Z^{\alpha}}} = \frac{Y^{\alpha} + P}{2mv} \sqrt{\frac{I_Z}{M_Z^{\alpha}}}$$

Аналіз отриманої передавальної характеристики показує наступне:

1) Безінерційний коефіцієнт передачі K_{α} по куту атаки залежить від геометричного компонування БЛА (відношенням площ S_{δ} і S_{α} , їх плечей X_{δ} і X_F), а також швидкості польоту БЛА і змінюється в незначних межах ($K_{\alpha} = 0,4 \dots 0,6$).

Цей коефіцієнт K_{α} визначає керованість і стійкість БЛА і показує, на який кут α повернеться БЛА, якщо δ повернути на 1° .

Постійна часу обернено пропорційна швидкісного напору і прямо пропорційна масі БЛА. Тому при постійній швидкості польоту з ростом висоти T збільшується (зменшується керованість). Також T збільшується зі збільшенням маси БЛА.

3) Коефіцієнт демпфування визначається в основному моментом і має приблизний діапазон $0,05 \dots 0,15$.

На практиці використовують коефіцієнт передачі каналу по нормальному прискоренню

$$K_W = \frac{W_H}{\delta} = \frac{\alpha}{\delta} \frac{W_H}{\alpha} = K_\alpha \frac{W_H}{\alpha} = \frac{S_{руля} X_\delta}{S_{крыла} X_F} \frac{Y^\alpha + P}{m}$$

Коефіцієнт K_W показує, яке буде діяти нормальне прискорення W_H , якщо кермо повернеться на 1° .

Цей коефіцієнт пропорційний швидкісного напору і при зміні висоти і швидкості має діапазон $K_W = 20 \dots 400$ м / сек²рад.

В результаті передавальна характеристика каналу управління БЛА має вид:

$$K_v(p) = \frac{v(p)}{\delta(p)} = \frac{\frac{K_\alpha}{T_v} (1 + pT_v)}{p(1 + 2\xi Tp + T^2 p^2)}$$

її структура показана на рис. 3.9.

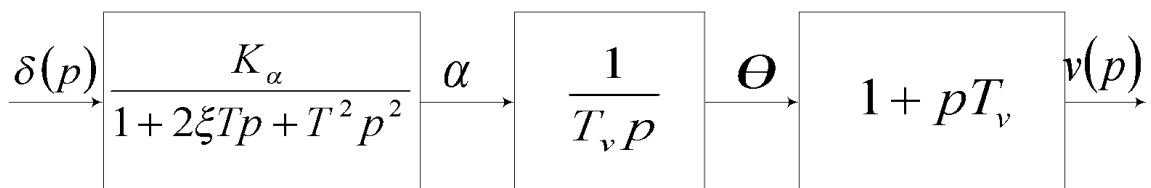


Рис.3.9. Передатна характеристика каналу управління БЛА

АЧХ і ФЧХ каналу управління представлені на рис. 3.10.

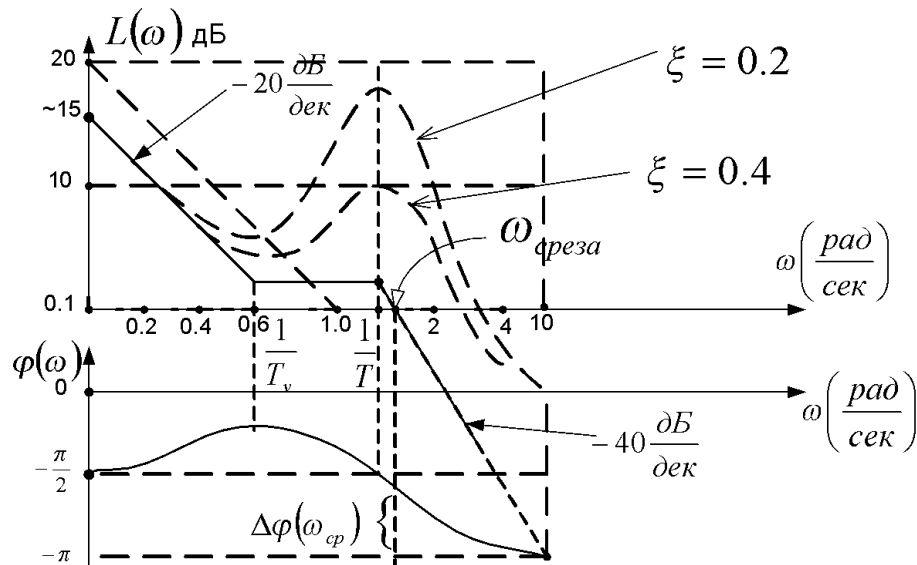


Рис.3.10. АЧХ і ФЧХ каналу управління БЛА

З рис. 3.10 видно, що канал управління БЛА при вибраних параметрах має запас стійкості по фазі, що добре і для маневреності БЛА. А запас стійкості по амплітуді набагато перевищує 10 дБ, що забезпечує керованість і стійкість БЛА.

Для цього на вхід каналу потрібно подати сигнал «Step» і за допомогою ключів забезпечити включення ЗОС по швидкості, прискоренню або одночасному включенню цих систем.

Якість управління польотом БЛА визначається помилками усталеного польоту при відпрацюванні вхідного корисного сигналу (команд управління) при наявності перешкод (рис. 3.11).

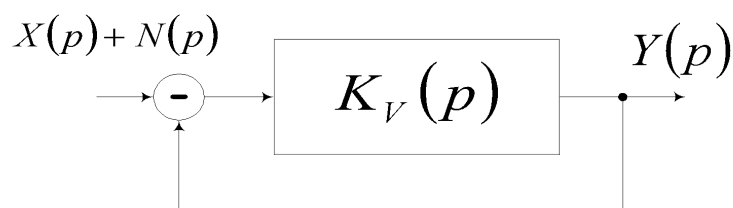


Рис.3.11. Загальна схема управління польотом БЛА

Для якісного представлення помилок управління вважатимемо, що канал тангажу БЛА є ФНЧ (фільтр нижніх частот) зі смугою:

$$K_0(\omega) = \begin{cases} 1, & 0 < \omega \leq \omega_0 \\ 0, & \omega > \omega_0 \end{cases}$$

Нехай вхідний сигнал має енергетичний спектр, потужність якого зменшується зі збільшенням частоти.

В якості перешкоди будемо розглядати «білий» шум з постійною спектральною щільністю.

Тоді динамічна помилка відпрацювання корисного вхідного сигналу буде визначатися:

$$\overline{Z}_{дин}^2 = \frac{1}{\pi} \int_{N_0}^{\infty} S_X(\omega) \cdot |1 - K_0(\omega)|^2 d\omega = \frac{1}{\pi} \int_{\omega_0}^{\infty} S_X(\omega) d\omega$$

Флуктуаційна помилка визначається спектром перешкоди, яка знаходиться всередині смуги пропускання:

$$\overline{Z}_{фл}^2 = \frac{1}{\pi} \int_0^{\omega_0} S_N(\omega) K_0^2(\omega) d\omega = \frac{1}{\pi} \int_0^{\omega_0} S_N(\omega) d\omega$$

Результат обробки сигналу представлений на рис. 3.12.

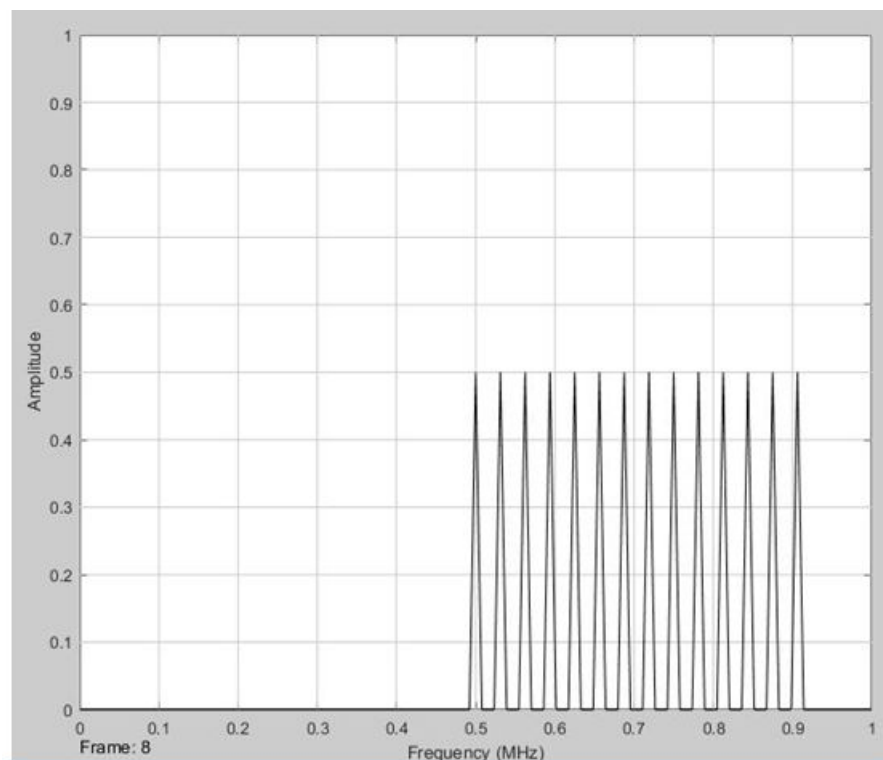


Рис.3.12. Результат обробки сигналу

Таким чином, сигнал був оброблений і отриманий достовірно.

4 РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП-ПРОЕКТУ

4.1 Можливості запуску проекту

Розробка стартап-проекту заснована на побудові системи керування роботизованим аеродинамічним апаратом на новітній елементній базі.

Проаналізовано та подано у вигляді таблиць [17]:

- зміст ідеї;
- можливі напрямки застосування;
- основні вигоди, що може отримати користувач товару (за кожним напрямком застосування);
- чим відрізняють від існуючих аналогів та замінників.

В таблиці 4.1 представлений опис ідеї стартап-проекту

Таблиця 4.1 Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Переваги
Побудова системи керування роботизованим аеродинамічним апаратом	1. Використання новітньої елементної бази	Ефективність
	2. Зменшення вартості обладнання	Економічність
	3. Широкі можливості	Велика кількість сфер застосування

Аналіз потенційних техніко-економічних переваг порівняно з пропозиціями конкурентів передбачає:

- визначення переліку техніко-економічних властивостей та характеристик;

— визначення попереднього кола конкурентів або товарів-замінників чи товарів-аналогів, що вже існують на ринку, та проведення збору інформації щодо значень техніко-економічних показників для ідеї власного проекту та проектів конкурентів.

Аналоги представленої системи: системи управління, які засновані на застарілій елементній базі.

4.2 Технологічний аудит

В межах даного підрозділу проведено аудит технології, за допомогою якої можна реалізувати ідею проекту. Визначення технологічної здійсненності ідеї проекту передбачає аналіз таких складових (таблиця 4.2):

- за якою технологією буде виготовлено товар згідно ідеї проекту;
- чи існують такі технології чи їх потрібно розробити/допрацювати;
- чи доступні такі технології авторам проекту.

Таблиця 4.2 Технологічна здійсненність ідеї проекту

№ п/п	Ідея проекту	Технології її реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
1	Система керування роботизованим аеродинамічним апаратом на новітній елементній базі	Програмні засоби	Наявні	Доступно
		Спеціальне програмне забезпечення та устаткування	Наявні	Доступно

4.3 Розроблення ринкової стратегії проекту

Визначення ринкових можливостей, які можна використати під час ринкового впровадження проекту, та ринкових загроз, які можуть перешкодити реалізації проекту, дає змогу спланувати напрями розвитку проекту із урахуванням стану ринкового середовища, потреб потенційних клієнтів та пропозицій проектів-конкурентів. Спочатку проводять аналіз попиту: наявність попиту, обсяг, динаміка розвитку ринку (табл. 4.3).

Таблиця 4.3 Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

№ п/п	Показники стану ринку (найменування)	Характеристика
1.	Кількість головних гравців, од	3
2.	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	15000000
3.	Динаміка ринку (якісна оцінка)	Зростає
4.	Наявність обмежень для входу (вказати характер обмежень)	Немає
5.	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Є
6.	Середня норма рентабельності в галузі або по ринку, %	200%

Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку) порівнюють із банківським відсотком на вкладення. За результатами попереднього оцінювання ринок є привабливим для входження.

Надалі визначають потенційні групи клієнтів, їх характеристики, та формують орієнтовний перелік вимог до товару для кожної групи (табл. 4.4).

Після визначення потенційних груп клієнтів проведений аналіз ринкового середовища: складені таблиці факторів, що сприяють ринковому впровадженню проекту, та факторів, що йому перешкоджають.

Таблиця 4.4 Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
1	Новітня елементна база	Клієнти, які застосовують БПЛА	Поведінку клієнта формують потреби; особливостей купівлі та експлуатації товару немає	Зручність управління та ефективність

Таблиця 4.5 Фактори загроз

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1	Наявність кваліфікованих кадрів	Потрібні люди з високим досвідом роботи з розробки систем управління	Пошук кваліфікованого персоналу
2.	Потреба в ресурсах	Необхідні високі умови для технічної реалізації	Укладання договорів з комерційними організаціями

Надалі проведений аналіз пропозиції: визначені загальні риси конкуренції на ринку (табл. 4.6)

Таблиця 4.6 Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства
1. Олігополія	На ринку присутня відносно невелика кількість фірм, які будують системи управління, які засновані на новітній елементній базі	Підвищувати якість товару за рахунок використання передових технологій
2. За рівнем конкурентної боротьби національний	Місцезнаходження фірм не обмежується територіально; офіси розміщено у різних містах	Створювати веб-сайт компанії
3. За галузевою ознакою: внутрішньогалузева	Економічна боротьба між різними товаровиробниками, які діють в одній галузі економіки, виробляють і реалізують однакові товари та технології, що задовольняють одну й ту саму потребу.	Слідкувати за новітніми технологіями, та розробками конкурентів

На основі аналізу конкуренції, наведеного в табл. 4.7, а також із урахуванням характеристик ідеї проекту, вимог споживачів до товару визначено та обґрунтовано перелік факторів конкурентоспроможності. Аналіз оформлено у вигляді таблиці 4.7.

За визначеними факторами конкурентоспроможності проводять аналіз сильних та слабких сторін стартап-проекту (таблиця 4.8).

Таблиця 4.7 Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування
1.	Ступінь задоволення потреб користувача	Необхідно надати зручну систему управління звичайному користувачу
2.	Якість розробки з точки зору оптимальності показників надійності	Надійність
3	Наявність наукових ресурсів	Необхідна наявність наукових кадрів з високим досвідом роботи
4	Економічний	Середня ціна продукту

Таблиця 4.8 Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін проекту

№ п/ п	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	-3	-2	-1	0	+1	+2	+3
1.	Ступінь задоволення потреб користувача	20							+
2.	Якість розробки з точки зору оптимальності показників надійності	20							+
3.	Наявність наукових ресурсів	20							+
4.	Економічний	20							+

Розроблення ринкової стратегії першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів (табл. 4.9).

Таблиця 4.9 Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/ п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи (сегменту)	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1.	Розробники систем	Готові	Високий	Низька	Середня
2.	Оператори	Готові	Високий	Середня	Середня

Для роботи в обраних сегментах ринку сформовано базову стратегію розвитку (таблиця 4.10).

Таблиця 4.10 Визначення базової стратегії розвитку

№ п/п	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспр оможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
1.	За рахунок великих можливостей по об'ємах збуту товарів	Витрати на виробництво	Стратегія лідерства на витратах
2.	Надання товару важливих з точки зору споживача відмітних властивостей, які роблять товар відмінним від товарів конкурентів.	Формування попиту на зручну систему управління	Стратегія диференціації

В результаті аналізу обираємо стратегію диференціації. Наступним кроком є вибір стратегії конкурентної поведінки (таблиця 4.11)

Таблиця 4.11 Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

№ п/п	Чи є проект "першопрохідцем" на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки*
1.	Ні	Так	Ні	Стратегія «лідер»

Визначаємо стратегію позиціонування (таблиця 4.12)

Таблиця 4.12 Визначення стратегії позиціонування

№ п/п	Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкурентоспроможні позиції власного стартап-проекту	Вибір асоціацій, які мають сформувати комплексну позицію власного проекту (три ключових)
1.	Система управління має бути розроблена на новітній елементній базі, надійною та зручною для кінцевого користувача	Диференціації	Середня ціна, висока якість, доступність	Наукоємність, співпраця, надійність

4.4 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

Визначення ключових переваг концепції потенційного товару представлено в таблиці 4.13.

Таблиця 4.13 Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує технологія	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
1.	Зручна та надійна система управління	Зручність, надійність	Підвищення ефективності

Надалі розробляють трирівневу маркетингову модель товару: уточнюють ідею продукту та/або послуги, його фізичні складові, особливості процесу його надання (таблиця 4.14).

Захист розробленого продукту буде регламентуватися як захист інтелектуальної власності товару.

Визначення меж встановлення ціни представлено у вигляді таблиці 4.15.

Так як налаштування обладнання у кінцевого користувача потребує певних професійних навиків від персоналу і обладнання налаштовують під кожного клієнта індивідуально, то збут доцільно проводити власними силами без застосування посередників [17].

Таблиця 4.14 Опис трьох рівнів моделі товару

Рівні товару	Сутність та складові		
I. Товар за задумом	Система керування роботизованим аеродинамічним апаратом на новітній елементній базі		
II. Товар у реальному виконанні	Властивості/характеристики	М/Н м	Вр/Тх /Тл/Е/Ор
	1. Низька ціна у порівнянні з конкурентами	М	
	2. Висока надійність	М	
	3. Ефективність	М	
	Якість: надійність, зручність		
	Пакування: -		
Марка: «БПЛА»			
III. Товар із підкріплення м	До продажу гарантія		
	Після продажу обслуговування, налаштування.		
За рахунок чого потенційний товар буде захищено від копіювання: захист інтелектуальної власності			

Таблиця 4.15 Визначення меж встановлення ціни

№ п/ п	Рівень цін на товари-замінники	Рівень цін на товари-аналоги	Рівень доходів цільової групи споживачів	Верхня та нижня межі встановлення ціни на товар/послугу
1.	—	15млн...35млн грн	120млн грн. і вище	3,0млн – 3,8млн грн.

4.5 Висновки до розділу

1. Розроблено стартап-проект щодо побудови системи керування роботизованим аеродинамічним апаратом на новітній елементній базі. Напрямами застосування проекту є сфери моніторингу, виробництва.

2. Проведено аналіз потенційних техніко-економічних переваг порівняно з пропозиціями конкурентів. Визначено, що технологія переважає найближчих конкурентів в економічних та технологічних характеристиках.

3. Досліджено ринкові загрози та ринкові можливості, які складають на основі аналізу факторів загроз та факторів можливостей маркетингового середовища. Розроблено ринкову стратегію проекту та маркетингову програму стартап-проекту.

4. В результаті аналізу визначено, що верхня та нижня межі встановлення ціни на товар/послугу – 3,0млн – 3,8млн грн.

ВИСНОВКИ

В результаті написання магістерської дисертації була розроблена система керування роботизованою аеродинамічною платформою.

В якості ПЗ було обране готові рішення PX4.

Основні переваги обраного ПЗ:

- Вся функціональність розділена на змінні і багаторазові компоненти;
- Зв'язок здійснюється шляхом асинхронної передачі повідомлень;
- Система може справлятися з різним робочим навантаженням.

Також прийняте рішення зменшити вартість системи керування шляхом використання передавача LoRa, а також використання мікроконтролера STM32.

Переваги мікроконтролерів перед іншими розглянутими:

- Краща в своєму класі продуктивність системи для виконання коду, передачі даних і обробки даних;
- Високий ступінь інтеграції: найбільший вибір вбудованої пам'яті і розширених периферійних пристроїв;
- Енергоефективність.

Методологія обробки даних і система керування роботизованою аеродинамічною платформою, представлена в роботі, включає узгоджений алгоритм для розподіленого узгодження для виправлень вузлів, поряд з відповідним етапом вилучення даних на основі узгоджених результатів. Перший етап призначений для забезпечення згоди всіх суб'єктів збору даних по параметрам, які вимірюються, а також для підвищення якості даних за рахунок обмеження ефекту відправки помилкових показань датчика в висхідному напрямку.

Другий етап спрямований на оптимізацію часу збору даних на інтерфейсі між головою кластера і БПЛА, що діє як мул даних. На основі стисненого уявлення сегментів SAX результати можуть бути розширені і додатково оброблені на рівні прийняття рішень.

Це корисно для кількісної оцінки одновимірних послідовностей, а також кореляцій між багатовимірними послідовностями рядків.

Можливі недоліки інтегрованої системи пов'язані з підвищеною складністю багаторівневої обробки даних, зв'язку та обмежень взаємодії між платформою і датчиками. Проте дані недоліки є незначними порівняно з основними перевагами розробленої системи управління.

В результаті написання роботи були виконані наступні задачі:

1. Виконано огляд літератури з теми дослідження. Виконано аналіз способів керування аеродинамічною платформою;
2. Представлено розробку системи керування роботизованою аеродинамічною платформою
3. Виконано моделювання процесу функціонування системи управління роботизованою аеродинамічною платформою.

ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ

1. Дорф Р. Современные системы управления \ Р. Дорф, Р. Бишоп. – Москва: Бином, Лаборатория базовых знаний, 2004. – 832 с.
2. Голощапов А. Google Android: программирование для мобильных устройств \ А. Голощапов. – Санкт-Петербург: Питер, 2011. – 736 с.
3. Jesse, Russell Беспилотный летательный аппарат / Jesse Russell. – М.: VSD, 2012. - 769 с.
4. Д.Митюшин. Комплексы с беспилотными летательными аппаратами / Дмитрий Митюшин. – М.: LAP Lambert Academic Publishing, 2013. – 156 с.
5. Polo, J.; Hornero, G.; Duijneveld, C.; García, A.; Casas, O. Design of a low-cost Wireless Sensor Network with UAV mobile node for agricultural applications. *Comput. Electron. Agric.* 2020, 119, 19–32.
6. Popescu, D.; Stoican, F.; Ichim, L.; Stamatescu, G.; Dragana, C. Collaborative UAV-WSN system for data acquisition and processing in agriculture. In *Proceedings of the 10th IEEE International Conference on Intelligent Data Acquisition and Advanced Computing Systems: Technology and Applications (IDAACS)*, Metz, France, 18–21 September 2019; pp. 519–524.
7. Matese, A.; Di Gennaro, S.F. Practical applications of a multisensor UAV platform based on multispectral, thermal and RGB high resolution images in precision viticulture. *Agriculture* 2018, 8, 116.
8. Johansen, K.; Raharjo, T.; McCabe, M.F. Using multi-spectral UAV imagery to extract tree crop structural properties and assess pruning effects. *Remote Sens.* 2018, 10, 854.
9. Yousif, M.E.R.; Ghafar, K.; Zahari, R.; Lim, T.H. A rule-based smart automated fertilization and irrigation systems. In *Proceedings of the Ninth International Conference on Graphic and Image Processing (ICGIP 2017)*, Qingdao, China, 14–16 October 2017.

10. The Evolution of Delivery Drones in Logistics [Електронний ресурс]: Режим доступу: <https://transmetrics.eu/blog/delivery-drones-logistics/> (дата доступу: 27.11.2020).

11. PX4 Autopilot Users Guide [Електронний ресурс]: Режим доступу: <https://docs.px4.io/master/en/> (дата доступу: 28.11.2020).

12. PX4 Architectural Overview [Електронний ресурс]: Режим доступу: <https://docs.px4.io/master/en/concept/architecture.html> (дата доступу: 29.11.2020).

13. Collision Prevention [Електронний ресурс]: Режим доступу: https://docs.px4.io/master/en/computer_vision/collision_prevention.html#algorithm-description (дата доступу: 30.11.2020).

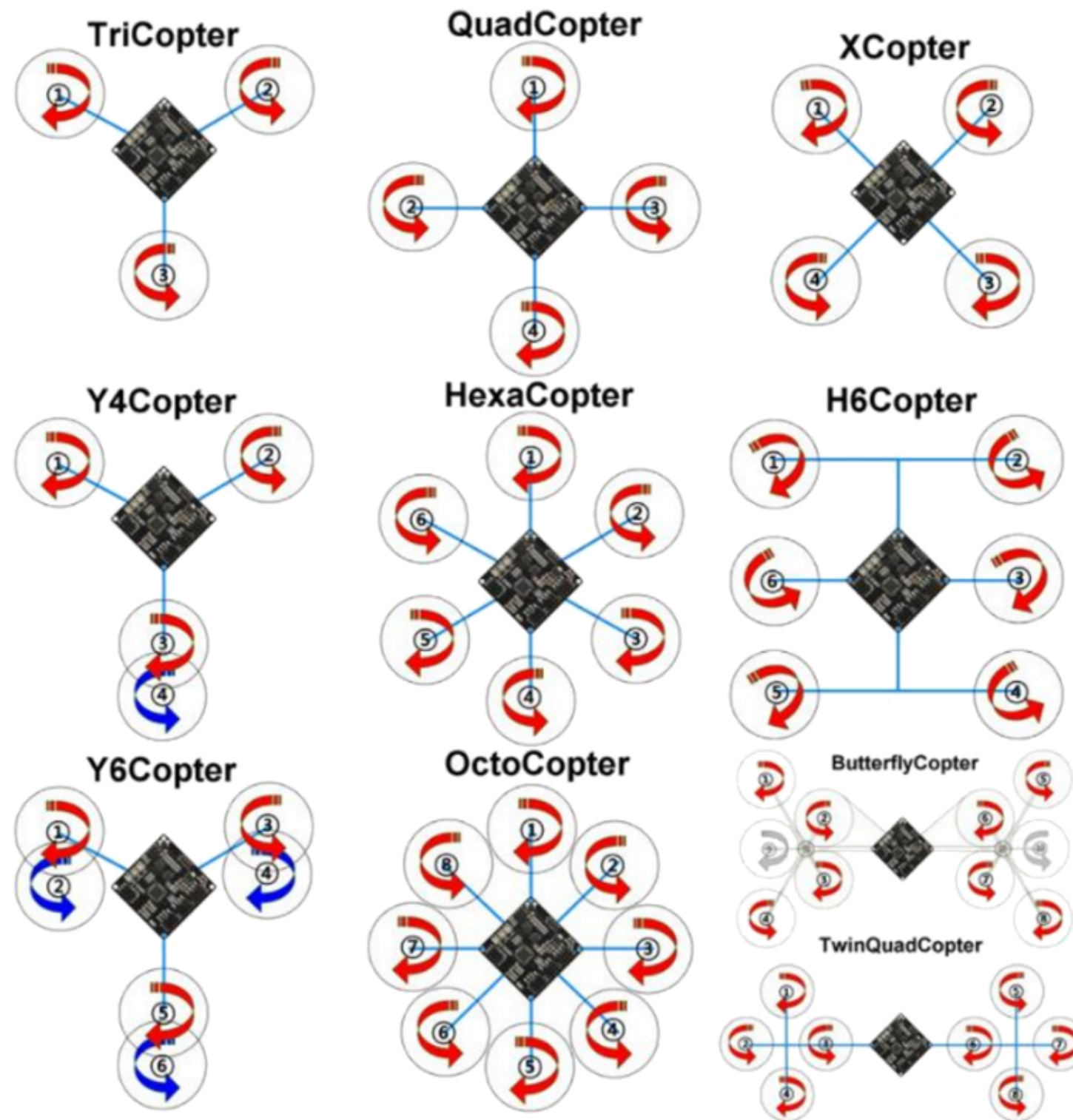
14. Хартов, В.Я. Микроконтроллеры AVR. Практикум для начинающих: Учебное пособие / В.Я. Хартов. – М.: МГТУ им. Баумана, 2012. – 280 с.

15. Алехин, В.А. Микроконтроллеры PIC: основы программирования и моделирования в интерактивных средах MPLAB IDE, mikroC, TINA, Proteus. Практикум / В.А. Алехин. – М.: ГЛТ, 2016. – 248 с.

16. Белов, А.В. Программирование микроконтроллеров для начинающих и не только. Книга + виртуальный диск / А.В. Белов. – СПб.: Наука и техника, 2016. – 352 с.

17. Розроблення стартап-проекту : Методичні рекомендації до виконання розділу магістерських дисертацій для студентів інженерних спеціальностей – Київ : НТУУ «КПІ», 2016. – 28 с.

Основні типи мультикоптерів



Демонстраційний плакат №1
до магістерської дисертації на тему
"Система керування роботизованим аеродинамічним апаратом на
новітній елементній базі"

Розробив: Курило Р. О.
Перевірив: доцент, к.т.н. Пархомей І. Р.

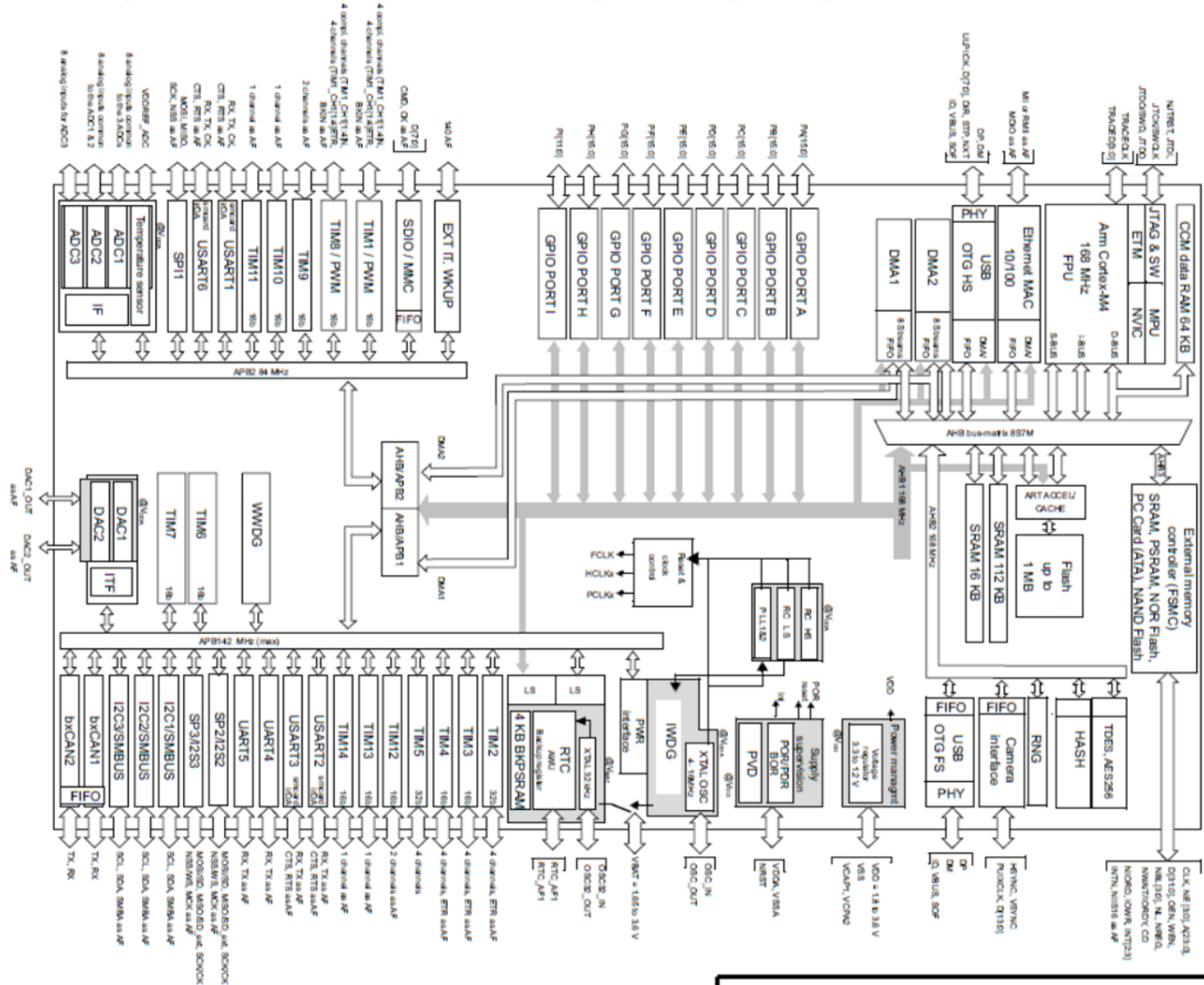
Відображення інформації, отриманої з БПЛА



Демонстраційний плакат №2
до магістерської дисертації на тему
"Система керування роботизованим аеродинамічним апаратом на
новітній елементній базі"

Розробив: Курило Р. О.
Перевірив: доцент, к.т.н. Пархомей І. Р.

Функціональна схема мікроконтролера STM32F415



Демонстраційний плакат №3
до магістерської дисертації на тему
"Система керування роботизованим аеродинамічним апаратом на
новітній елементній базі"

Розробив: Курило Р. О.
Перевірив: доцент, к.т.н. Пархомей І. Р.

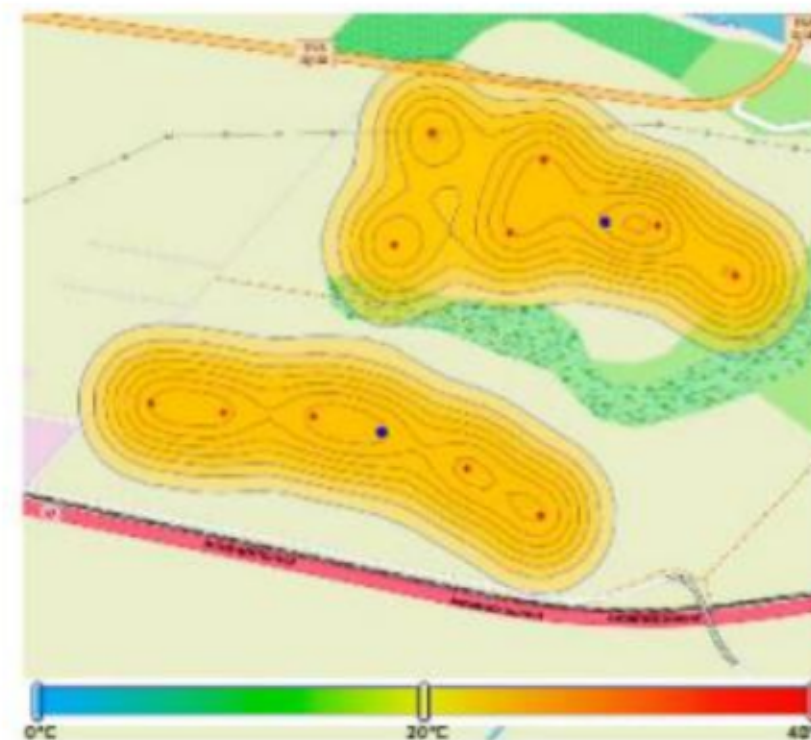
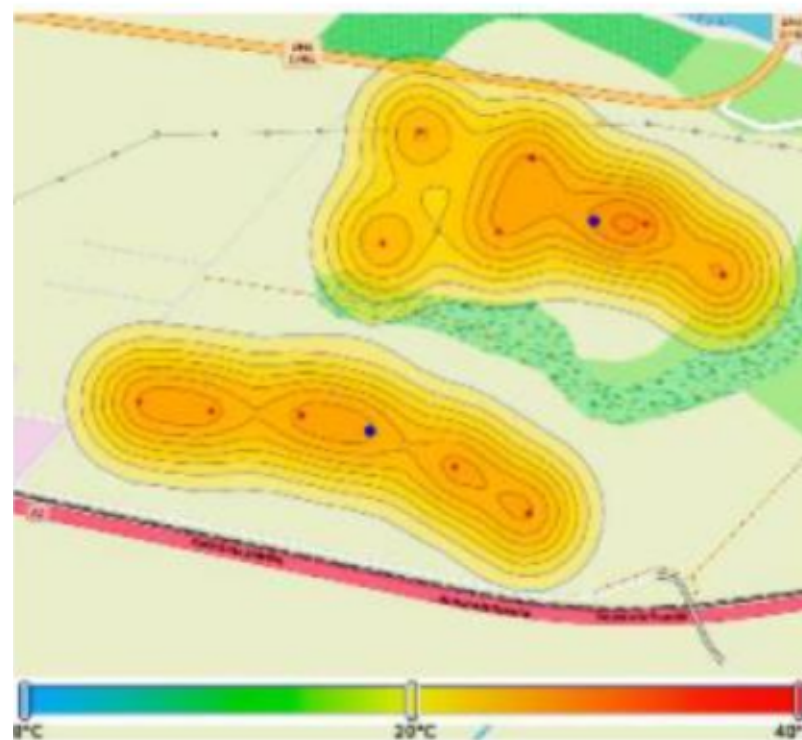
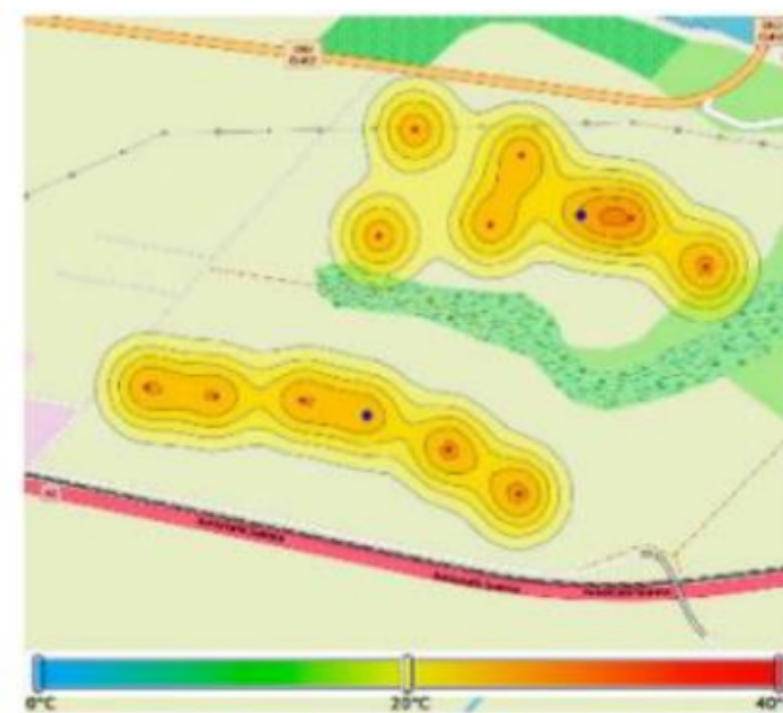
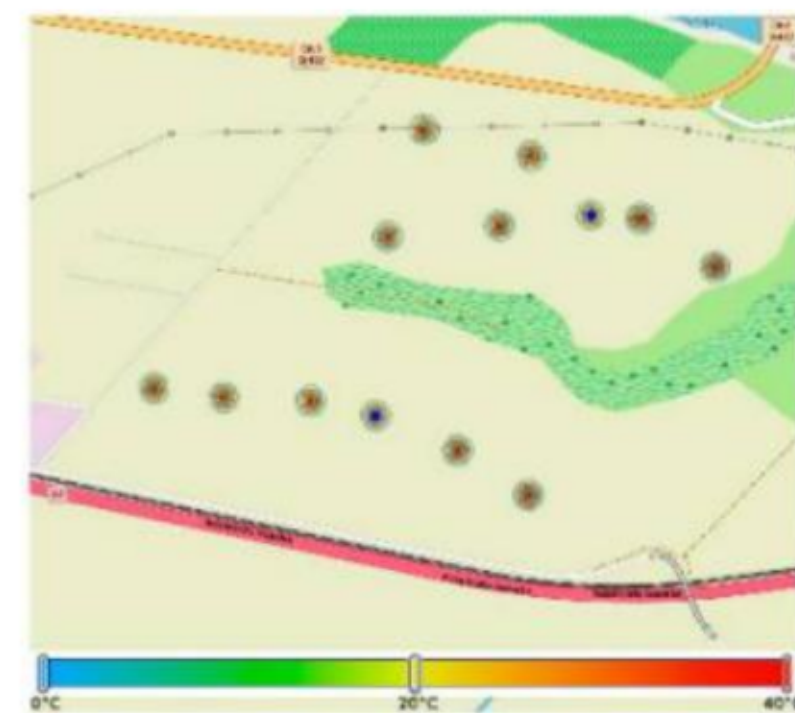
Приклад обладнання для забезпечення системи управління аеродинамічною платформою



Демонстраційний плакат №4
до магістерської дисертації на тему
"Система керування роботизованим аеродинамічним апаратом на
новітній елементній базі"

Розробив: Курило Р. О.
Перевірів: доцент, к.т.н. Пархомей І. Р.

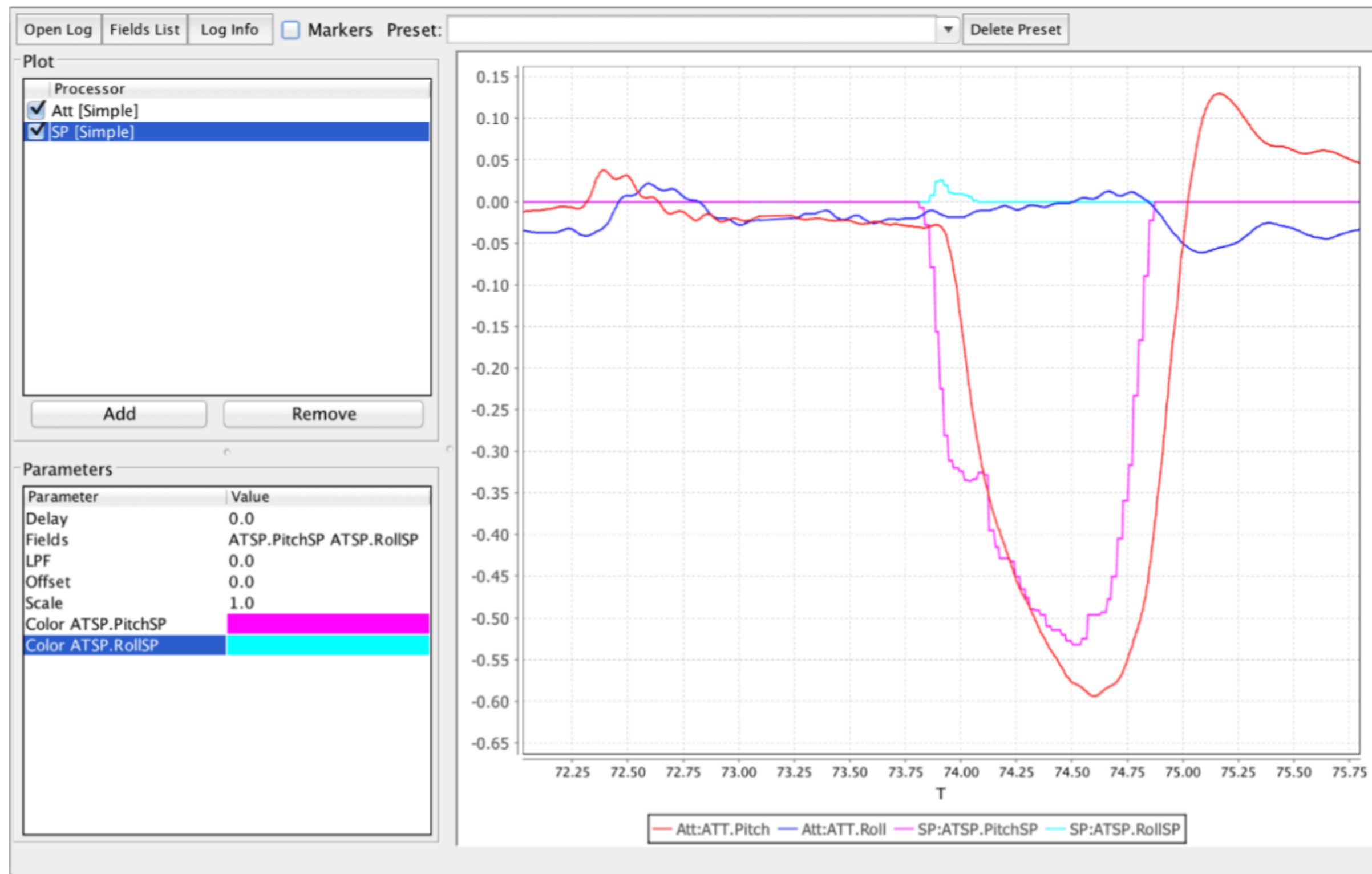
Оцінка температури земної поверхні в польових умовах за допомогою БПЛА



Демонстраційний плакат №5
до магістерської дисертації на тему
"Система керування роботизованим аеродинамічним апаратом на
новітній елементній базі"

Розробив: Курило Р. О.
Перевірів: доцент, к.т.н. Пархомей І. Р.

Відображення польотної інформації за допомогою PX4



Демонстраційний плакат №6
до магістерської дисертації на тему
"Система керування роботизованим аеродинамічним апаратом на
новітній елементній базі"

Розробив: Курило Р. О.
Перевірив: доцент, к.т.н. Пархомей І. Р.